

*А. Боложкин*

**Т**ЕОРИЯ ПОЛЕТА  
ЛЕТАЮЩИХ  
МОДЕЛЕЙ

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ    МОСКВА    1962

*А. Б о л о н к и н*

# ТЕОРИЯ ПОЛЕТА ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

---

ИЗДАТЕЛЬСТВО

ДОСААФ

МОСКВА - 1962

*В книге рассматриваются вопросы теории полета модели, аэродинамики малых скоростей, устойчивости, расчета летных данных. Приводятся аналитические исследования основных показателей спортивных моделей, изыскания по выбору оптимальных параметров. Большинство расчетов дано с численными примерами и номограммами.*

*Книга предназначена для инструкторов, руководителей авиамodelьных кружков, авиамodelистов-спортсменов, авиамodelистов — учащихся техникумов и студентов высших учебных заведений.*

*Первая часть книги может быть использована широким кругом модельстов для уяснения физики полета модели, аэродинамики малых скоростей и простейших расчетов летных данных.*

## ВВЕДЕНИЕ

Гигантскими шагами развивается авиация. Создают-ся оригинальные конструкции, испытания приносят новые полетные результаты, ставятся интересные проблемы. Десятки научно-исследовательских институтов испытывают модели в аэродинамических трубах, проверяют теоретические положения на экспериментальных установках. Тысячи конструкторов в опытно-конструкторских бюро склоняются над чертежами и расчетами в поисках оригинальных решений, пытаюсь удовлетворить противоречивые требования аэродинамики, прочности, веса.

Современный самолет представляет собой одно из самых сложных инженерных сооружений.

Авиамodelисту, проектирующему свою модель, приходится сталкиваться в миниатюре со всем основным комплексом вопросов, которыми занята авиация. Многих modelистов интересуют не только спортивные модели, являющиеся обязательными для членов команды на соревнованиях, но и рекордные модели, предназначенные для полетов на дальность, продолжительность и высоту, модели-копии, скоростные и радиоуправляемые.

К сожалению, расчет почти всех видов моделей в литературе освещен недостаточно. Поэтому в этой книге наряду со спортивными моделями уделяется внимание и расчету других типов моделей, которые интересуют строителей малой авиации.

Основная задача книги не в том, чтобы дать какие-то конструкции или готовые рецепты, которыми изобилуют многие руководства, цель ее — помочь modelисту научно подходить к созданию модели самолета, разобраться в тех путях, над которыми следует работать, чтобы по-

высить летные результаты, дать какие-то знания, которые смогли бы пригодиться моделисту в будущем.

Готовые графики и результаты малоубедительны, они загромождают память и ничего не дают моделисту для развития. Основываясь на определенных, известных только их автору допущениях и упрощениях, графики становятся неверными, когда эти допущения не выполняются, и только вводят в заблуждение читателя.

В этой же книге все формулы даются с доказательства или на базе приводимых экспериментальных данных, указывается на допущения и упрощения, принятые при выводе, и приводятся возможные причины отклонения действительности от расчетов.

К сожалению, не удалось обойтись без некоторых относительно сложных выводов и громоздких формул, хотя и простых по своей сути и структуре. Поэтому для облегчения их практического применения многие расчеты номограммированы.

---

# Часть I

## АЭРОДИНАМИКА

### Глава 1

#### ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ АЭРОДИНАМИКИ

##### Свойства воздуха

Полет модели происходит в воздухе. Для того чтобы правильно спроектировать модель и рассчитать ее летные данные, надо хорошо знать свойства воздуха. Наиболее важный его параметр — массовая плотность. Это вес 1 м<sup>3</sup> воздуха, разделенный на ускорение земного притяжения.

Вес 1 м<sup>3</sup> воздуха зависит от давления и температуры и его можно подсчитать по формуле:

$$\gamma = 0,465 \frac{P}{T} \text{ кг/м}^3,$$

где  $P$  — показания барометра в мм ртутного столба;

$\gamma$  (гамма) — вес 1 м<sup>3</sup> воздуха;

$T$  — абсолютная температура.

Как известно,  $T = 273 + t^\circ \text{ С}$ . Здесь  $t^\circ$  — температура по Цельсию.

Массовая плотность воздуха обозначается буквой  $\rho$  (ро) и равняется:

$$\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{0,465}{9,81} \frac{P}{T} = 0,474 \frac{P}{T}.$$

Для того чтобы можно было сравнивать характеристики различных моделей, расчеты проводят при некоторых определенных условиях. В качестве таких выбраны

температура 15° С и давление 760 мм ртутного столба. При этих условиях массовая плотность воздуха равна:

$$\rho = 0,474 \frac{760}{288} = 0,125 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}.$$

Массовая плотность воздуха, так же как и  $\gamma$ , меняется в зависимости от давления и температуры. С поднятием на высоту массовая плотность воздуха понижается.

В табл. 1 приведены величины массовой плотности на различных высотах по данным Международной стандартной атмосферы. Они необходимы для того, чтобы рассчитать полет модели на большой высоте. С поднятием на высоту летные характеристики модели меняются и, в частности, мощность мотора падает. В последней графе дается коэффициент, учитывающий это падение мощности.

Таблица 1

Изменение температуры, давления и плотности с высотой

$H, \text{ м}$	$t^{\circ}, \text{ С}$	$P, \text{ мм рт. ст.}$	$\rho, \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$	$\sqrt{\Delta} = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho}}$	Коэффициент кинематической вязкости $10^3 \cdot \nu \text{ м}^2/\text{сек}$	Коэффициент падения мощности, $A$
0	15,00	760,0	0,125	1	14,57	1
100	14,35	751,0	0,124	0,997	14,58	0,988
500	11,75	716,0	0,119	0,974	15,15	0,941
1000	8,50	674,1	0,113	0,952	15,77	0,885
1500	5,25	634,2	0,108	0,930	16,42	0,832
2000	2,00	596,2	0,103	0,907	17,10	0,751
2500	— 1,25	560,1	0,098	0,883	17,82	0,732
3000	— 4,50	525,8	0,093	0,861	18,57	0,685
4000	—11,00	462,3	0,084	0,817	20,23	0,598
5000	—17,50	405,1	0,075	0,775	22,09	0,517
6000	—24,00	353,8	0,067	0,733	24,16	0,470
7000	—31,00	307,9	0,060	0,693	26,51	0,404
8000	—37,00	266,9	0,054	0,655	29,13	0,346

### Движение тел в воздухе

При движении любого тела в воздухе между телом и воздухом возникает сила взаимодействия. Эту силу можно определить на основании закона Ньютона: сила равна произведению массы на ускорение

$$f = M \cdot a,$$

где  $M$  — масса воздуха, которую летательный аппарат приводит в движение за некоторый промежуток времени;

$a$  — ускорение, сообщенное этой массе.

Так, например, если подставить в формулу массу воздуха, которую крыло отклоняет вниз при своем движении, и ускорение, которое сообщается этой массе, то сила  $f$  будет равна подъемной силе крыла. Или если подставить массу газов, выбрасываемых ракетным двигателем, и ускорение, сообщаемое этой массе, то получим тягу, развиваемую двигателем. Аналогично можно подсчитать подъемную силу вертолета, тягу винта, сопротивление и т. п. Формула  $f = M \cdot a$  универсальна, она широко применяется во всех областях техники. Однако в аэродинамике считают по ней в исключительных случаях, так как ни масса, ни ускорение обычно неизвестны. Но закон, сформулированный Ньютоном, всегда соблюдается во всех аэродинамических явлениях. Бесполезно, например, изобретать крыло, которое создавало бы подъемную силу и не отклоняло бы поток вниз, или устройство, которое бы ничего не отбрасывало и давало тягу.

В тех случаях, когда пользуются формулой  $f = M \cdot a$ , ей придают более удобную форму. Делят и умножают правую часть на время  $t$ , в течение которого рассматривается явление. Тогда  $\frac{M}{t} = m$  будет выражать массу, отбрасываемую в одну секунду, а  $a \cdot t$  даст, как известно, скорость  $f = \frac{M}{t} a \cdot t = m \cdot V$ .

Произведение  $m \cdot V$  называется количеством движения. Если поток имел некоторую скорость  $V_1$ , а после взаимодействия с аппаратом его скорость стала  $V_2$ , то сила будет равна:

$$f = mV_2 - mV_1.$$

Получили известный, очень важный закон, что сила равна изменению количества движения за одну секунду. Когда  $V_2 > V_1$ , то сила положительна и направлена по движению, когда  $V_2 < V_1$ , то она отрицательна и тормозит летательный аппарат.

Все силы передаются на летательный аппарат через давление и трение. Сила давления воздуха на какую-либо поверхность зависит от скорости, с которой он обтека-



ет эту поверхность. Связь между скоростью и давлением была впервые установлена ученым Бернулли: с повышением скорости движения давление в жидкости уменьшается — и получила название закона Бернулли. Математически этот закон записывается так:

$$P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} = \text{const.}$$

Величины  $P_1$  и  $P_2$  называются статическим давлением, а произведение  $\frac{\rho V^2}{2} = q$  — скоростным напором.

Действие закона Бернулли можно наиболее ясно наблюдать, демонстрируя движение воздуха или жидкости по трубам. При свободном течении жидкости его применяют к отдельной выделенной струйке, частицы которой, двигаясь между соседними струйками, находятся как бы в трубе.

Иначе говоря, по отношению к отдельной струйке закон Бернулли можно сформулировать следующим образом: сумма статического давления и скоростного напора вдоль струйки остается постоянной.

Во всех случаях полета эта постоянная равна атмосферному давлению. В самом деле, если  $V=0$ , получим  $P=P_0$ . При подсчетах величины  $V$  берут в м/сек, а  $P$  получают в кг/м<sup>2</sup>.

Вторая причина изменения давления в движущемся потоке — искривление струек вследствие обтекания тела и развивающихся при этом центробежных сил.

При изучении взаимодействия между воздухом и телом часто изучают движение тела в жидкости, так как многие закономерности движения тел в воздухе и жидкости одинаковые.

Характер движения воздуха или жидкости около тела дает спектр обтекания. Спектр обтекания можно сделать хорошо видимым, если в воздух выпускать струйки дыма или на поверхность воды посыпать алюминиевых опилок.

На рис. 1 показан спектр обтекания плоской пластинки, поставленной перпендикулярно потоку, и хорошо обтекаемого веретенообразного тела.

Перед пластинкой поток тормозится, а обтекая ее края, срывается в виде вихрей, образующих широкий вихревой след. Вследствие уменьшения скорости перед пластинкой, согласно закону Бернулли, давление на сто-

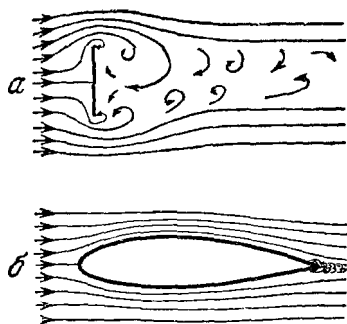


Рис. 1. Обтекание плоской пластинки, перпендикулярной потоку (а), и тела с плавными очертаниями (б)

роне, обращенной к набегающему потоку, повышается, а на противоположной стороне вследствие отсоса воздуха — понижается. В итоге появляется сила, стремящаяся унести пластинку с потоком; у пластинки возникает сопротивление.

На хорошо обтекаемом теле зона повышенного давления перед телом и пониженного за телом сведена до минимума. Сопротивление при этом падает во много раз. Главную роль в нем начинает играть не давление, а трение поверхности тела о воздух.

По спектру обтекания до некоторой степени можно судить о сопротивлении тела.

Силы, действующие на тело, удобнее замерять, не двигая тело в воздухе, а заставляя набегать воздух на неподвижное тело. Это совершенно безразлично, так как важно относительное движение воздуха и тела. Такой метод получил наибольшее распространение и применяется в аэродинамических трубах. Схема такой трубы изображена на рис. 2.

Замеряя сопротивление тела при различных скоростях, можно составить таблицы или графики. Установле-

но, что сопротивление тела зависит от определенных его характеристик: формы тела, его размеров, плотности воздуха и квадрата скорости. Формула сопротивления

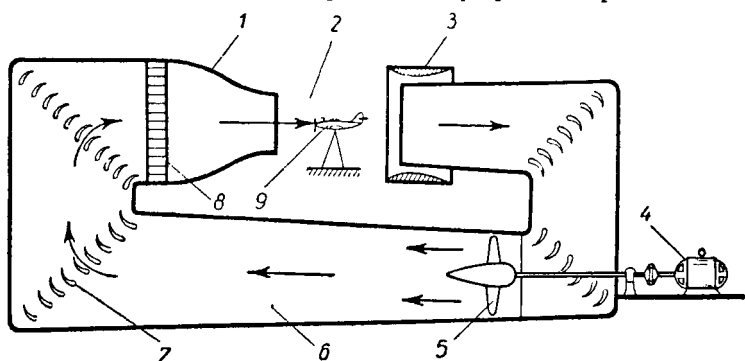


Рис. 2. Схема аэродинамической трубы:

1 — конфузор; 2 — рабочая часть; 3 — коллектор; 4 — мотор; 5 — вентилятор; 6 — обратный канал; 7 — направляющие лопатки; 8 — спрямляющая решетка; 9 — испытываемая модель

имеет вид:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где  $X$  — сила сопротивления, кг;

$C_x$  — безразмерный коэффициент, характеризующий форму тела и определяемый из эксперимента;

$S$  — характерный размер тела, за который принимается площадь его наибольшего сечения (мидель),  $m^2$ ;

$\frac{\rho V^2}{2}$  — скоростной напор.

Для геометрически подобных тел коэффициент  $C_x$  одинаков, если условия работы в различных случаях одни и те же.

Последняя оговорка особенно важна для малых скоростей, на которых летают модели. В дальнейшем остановимся на этом более подробно. Обычно  $C_x$  дается графически в зависимости от скорости и размеров модели (рис. 3, 4).

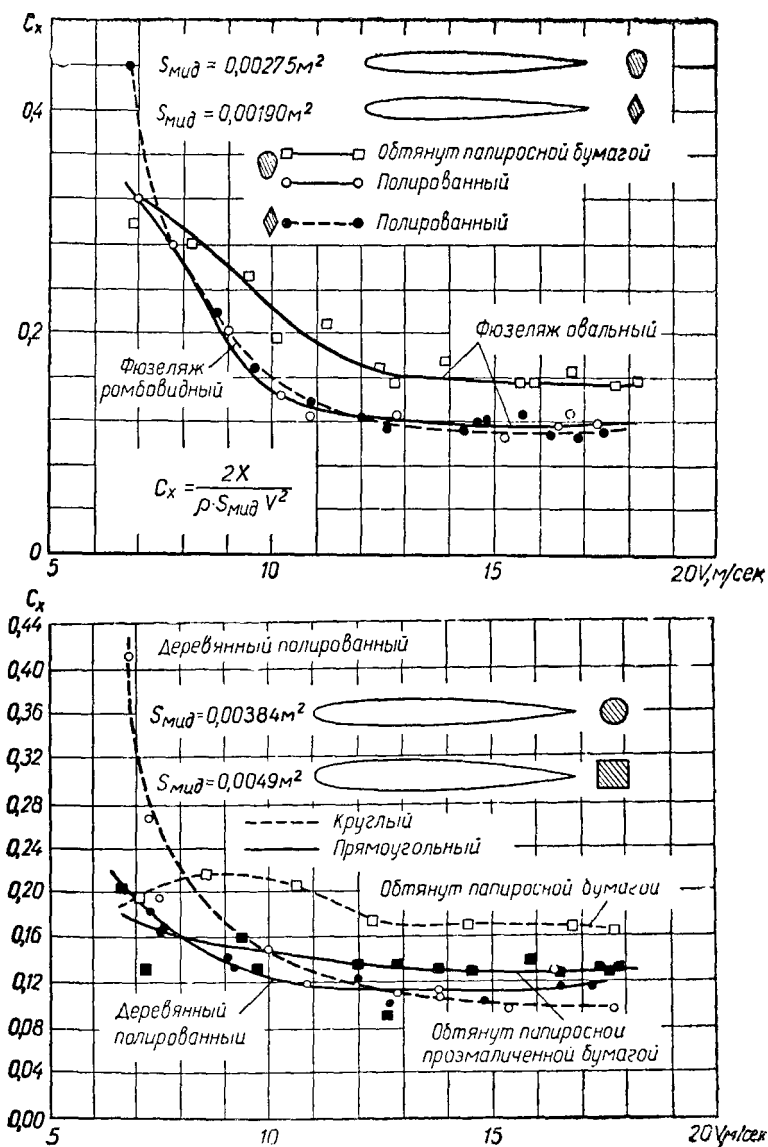


Рис. 3. Диаграммы испытаний фюзеляжей на  $C_x$  по  $V$

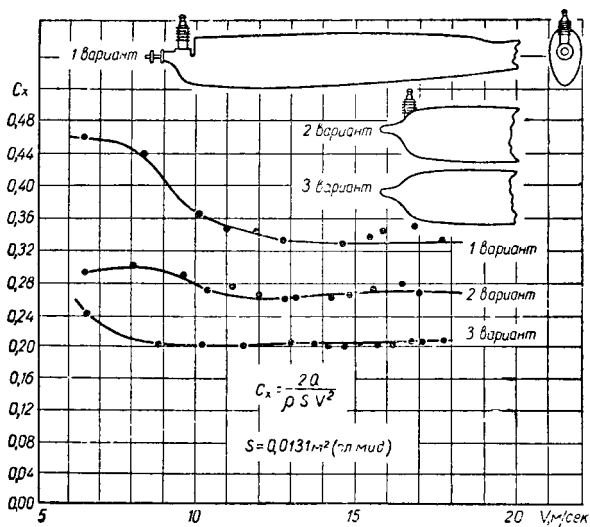
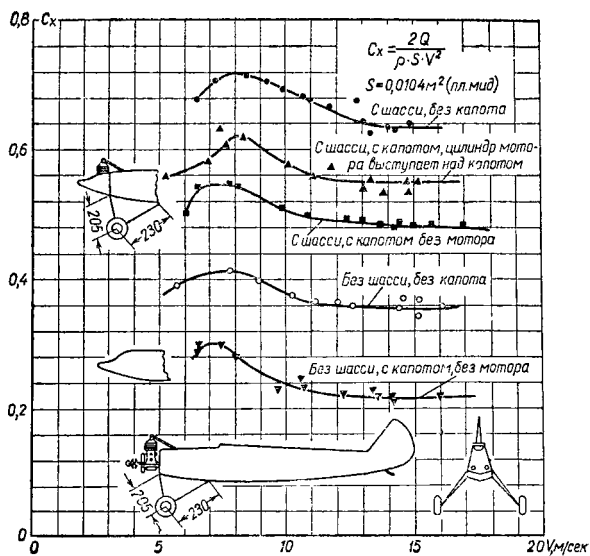


Рис. 4. Диаграммы испытаний на  $C_x$  по  $V$  фюзеляжа бензиномоторной модели

По закону Ньютона сопротивление тел получается тем больше, чем больше воздуха они увлекают за собой. Наиболее сильное торможение воздуха наблюдается у пластинки, поставленной перпендикулярно потоку. Но даже и хорошо обтекаемое тело увлекает за собой воздух. Происходит это вследствие вязкости воздуха. Частицы воздуха, находящиеся около поверхности тела, как бы прилипают к ней и увлекают за собой соседние частицы. В непосредственной близости от поверхности тела образуется слой заторможенного воздуха или пограничный слой. Влияние пограничного слоя на характер обтекания тела огромно.

При одних и тех же спектрах обтекания коэффициенты  $C_x$  для геометрически подобных тел одинаковые. Многочисленные опыты убеждают в том, что спектры обтекания подобны в том случае, если отношение силы инерции, действующей на частицу жидкости, к силам вязкости остается постоянным.

Сила инерции воздуха равна  $\frac{\rho V^2}{b}$ , где  $b$  — линейный размер модели (например, хорда крыла), а сила вязкости равна  $\frac{\eta V}{b^2}$ , где  $\eta$  — абсолютная вязкость. Отношение обеих величин

$$Re = \frac{\text{силы инерции}}{\text{силы вязкости}} = \frac{\rho V^2/b}{\eta V/b^2} = \frac{\rho V b}{\eta} = \frac{V b}{\nu}.$$

Здесь  $\eta/\rho = \nu$  — кинематическая вязкость воздуха, которая зависит от температуры воздуха и высоты. Зависимость  $\nu$  от температуры линейная, при  $t = -10^\circ, 15^\circ, 40^\circ$   $\nu = 1,24 \cdot 10^{-5}; 1,46 \cdot 10^{-5}; 1,64 \cdot 10^{-5}$ . Зависимость  $\nu$  от высоты приведена в табл. 1. Это отношение носит название критерия, или числа Рейнольдса ( $Re$ ), по имени ученого, открывшего этот закон.

В аэродинамике моделей и самолетов дозвуковых скоростей число Рейнольдса играет очень большую роль. Все коэффициенты, полученные при опытах, можно использовать для расчетов только в том случае, когда числа  $Re$  при продувке и числа  $Re$  полета модели достаточно близки.

Подставив значение кинематической вязкости для

нормальных условий ( $t=15^\circ\text{C}$ ,  $P=760$  мм рт. ст.), получают для подсчета  $Re$  более простую формулу, которой и пользуются, так как весь расчет ведется при нормальных условиях:

$$Re = 69000 \cdot b \cdot V,$$

где  $b$  — в м,  $V$  — в м/сек.

Если возьмем плоскую пластинку и поставим ее параллельно потоку, то вследствие сил трения воздуха о поверхность пластинка будет давать некоторое сопротивление.

Как показывают теория и эксперименты, коэффициент трения воздуха о пластинку зависит от состояния тонкого слоя воздуха, непосредственно примыкающего к поверхности пластинки. Воздух может течь параллель-

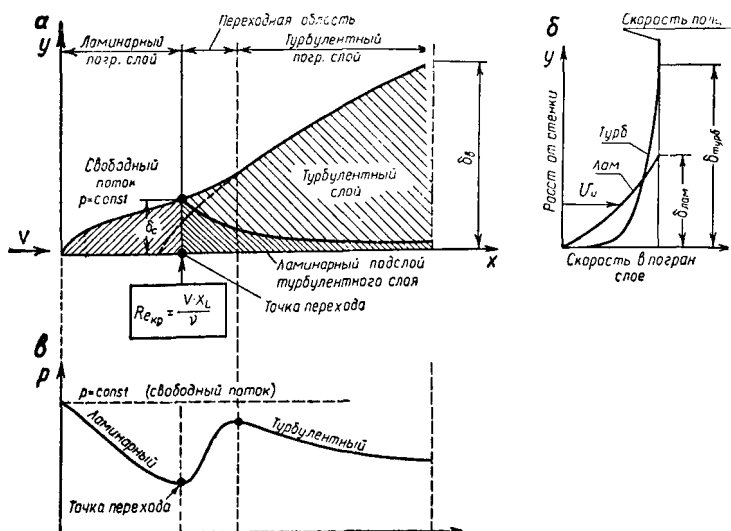


Рис. 5. Свойства ламинарного и турбулентного пограничных слоев: а — схема развития пограничного слоя; б — профиль скорости в ламинарном и турбулентном пограничных слоях; в — изменение давления в пограничном слое по длине пластинки

ными струйками (так называемый ламинарный поток). Если же в воздухе или в пограничном слое наблюдается активное перемешивание соседних струек, течение будет завихренным, или, как говорят, турбулентным.

На рис. 5 изображено обтекание воздухом плоской пластинки, параллельной потоку. Вначале у пластинки наблюдается ламинарное обтекание, которое затем переходит в турбулентное. Ламинарный пограничный слой более тонок, скорости в нем нарастают плавно по мере удаления от поверхности.

В турбулентном пограничном слое происходит активное перемешивание воздуха. Толщина его значительно больше ламинарного. Благодаря активному перемешиванию воздуха скорости вблизи поверхности пластинки значительно больше и близки к скорости потока.

У гладкой пластинки длина участка ламинарного слоя зависит от числа Рейнольдса. С уменьшением числа  $Re$  длина ламинарного участка увеличивается.

Таблица 2

Сравнение свойств ламинарного и турбулентного пограничных слоев плоской пластинки

Характеристика	Ламинарный пограничный слой	Турбулентный пограничный слой
Толщина пограничного слоя $\delta_x$ на расстоянии $x$ от передней кромки . . . . .	$\frac{\delta_x}{x} = \frac{4,92}{\sqrt{Re_x}}$	$\frac{\delta_x}{x} = \frac{0,37}{\sqrt[5]{Re_x}}$
Приближенный вид профиля скорости над пластинкой в пограничном слое . .	$\frac{v_y}{v} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{1/2}$	$\frac{v_y}{v} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{1/7}$
Местный коэффициент трения на расстоянии $x$ от передней кромки . . . . .	$C_{f \text{ мест}} = \frac{0,664}{\sqrt{Re_x}}$	$C_{f \text{ мест}} = \frac{0,059}{\sqrt[5]{Re_x}}$
Средний коэффициент трения для участка длиной $x$ .	$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re_x}}$	$C_f = \frac{0,074}{\sqrt[5]{Re_x}}$
Полное сопротивление гладкой пластинки длиной $x=l$ , шириной $b$ (полная поверхность пластинки $S=2bl$ )	$P_{f \text{ лам}} = 1,328 \times \times \rho v^{1/2} b l^{1/2} v^{3/2}$	$P_{f \text{ турб}} = 0,074 \times \times \rho v^{1/5} b l^{4/5} v^{9/5}$



Ламинарный слой неустойчив и легко переходит в турбулентный. У плоской пластинки, стоящей параллельно потоку, переход произойдет раньше в том случае, если поверхность пластинки шероховатая или поток турбулентен.

На рис. 6 изображены кривые коэффициентов трения плоской пластинки в ламинарном и турбулентном потоках в зависимости от числа  $Re$ . Кроме того, нанесены еще кривые профильного сопротивления некоторых профилей крыла и кривые смешанного обтекания плоской пластинки.

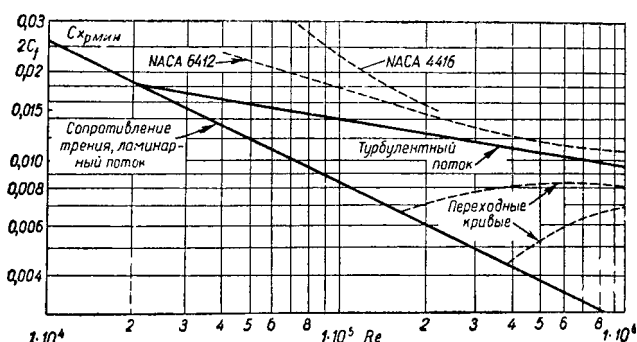


Рис. 6. Коэффициенты трения воздуха о плоскую пластинку и профильного сопротивления крыла

В диапазоне авиамодельных чисел  $Re$  ( $2 \cdot 10^4 \div 2 \cdot 10^5$ ) ламинарное обтекание плоской пластинки дает несколько меньшее сопротивление трения, чем турбулентное обтекание. Однако в дальнейшем будет показано, что в случае объемных аэродинамических тел в определенных условиях турбулентное обтекание может быть более выгодно, так как сопротивление таких тел состоит не только из сопротивления трения, но из сопротивления, связанного с формой тела.

При больших числах  $Re$  в плохо обтекаемых телах главную роль играет сопротивление формы, т. е. сопротивление, зависящее от распределения давления по поверхности тела; в хорошо обтекаемых телах превалирует сопротивление трения.

Но при малых числах  $Re$  картина может совершенно

измениться и сопротивление формы даже у аэродинамически совершенных тел достигнет значительных размеров.

Сопротивление трения и сопротивление формы при экспериментах бывает трудно разделить. В частях модели, не создающих подъемной силы, они в сумме дают  $C_x$ , а у крыла и стабилизатора  $C_{xp}$ .

### Подъемная сила

Если взять тело удлиненной формы и поставить его под углом к потоку, то симметричность в обтекании тела нарушится, поток будет отклоняться в сторону наклона тела. При этом, по закону Ньютона, должна возникнуть сила противодействия, направленная в сторону, обратную отклонению потока.

Естественно желание, чтобы тело имело наименьшее сопротивление и давало наибольшую подъемную силу. Это требование наиболее полно удовлетворяет тело определенной формы в плане и определенного поперечного сечения, т. е. крыло.

Формула подъемной силы крыла аналогична формуле сопротивления:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где  $C_y$  — безразмерный коэффициент подъемной силы.

Поперечное сечение (профиль) крыла обычно несимметричное, изогнутое. Оно имеет следующие наиболее важные характеристики:

а) **Относительная толщина профиля**  $c$  — это отношение максимальной толщины к хорде (длине) профиля. Толщина профилей крыльев моделей колеблется от 3 до 12% ( $c=0,03 \div 0,12$ ). Обычное расположение максимальной толщины на 25—35% хорды.

б) **Вогнутость профиля**. Делят толщину профиля в ряде мест пополам и проводят плавную кривую. Получают среднюю линию профиля. Соединяют крайние точки носика и хвоста и получают хорду. Максимальное превышение средней линии над хордой, выраженное в процентах от хорды, и даст вогнутость профиля  $f$ . Обычно вогнутость составляет 0,03—0,06 и расположена она на 30—60% хорды.

в) Радиус носика в долях хорды  $r$ .

Ряд форм профилей крыльев изображен на рис. 7.

Угол между хордой профиля и направлением невозмущенного потока называется углом атаки ( $\alpha$ ). Харак-

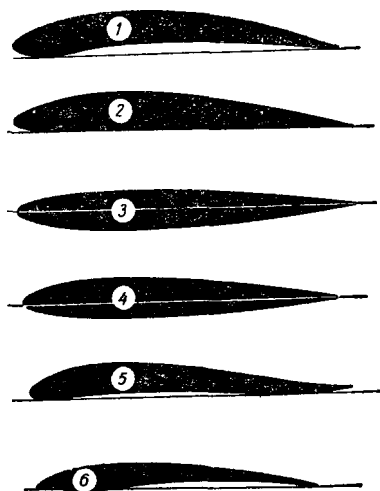


Рис. 7. Формы профилей:

1 — вогнуто-выпуклый; 2 — плоско-выпуклый; 3 — двояковыпуклый симметричный; 4 — двояковыпуклый несимметричный; 5 — S-образный; 6 — птичий

терная величина для профиля — угол атаки, при котором его подъемная сила равна 0 (обозначается  $\alpha_0$ ).

Вследствие воздействия потока на крыло на последнем устанавливается определенная картина распределения давления: на верхней стороне значительное разрежение, на нижней — разрежение меньшей величины, а при вогнутом профиле и повышенное давление. Но создает подъемную силу в основном верхняя поверхность. Участие нижней поверхности в создании подъемной силы становится ощутимым лишь у сильно вогнутых профилей на больших углах атаки.

Коэффициент подъемной силы крыла зависит от угла атаки. Как пример, на рис. 8 изображена зависимость

$C_y = f(\alpha)$ ,  $C_y = f(C_{xp})$  профиля NASA 6412. На углах атаки в  $12-16^\circ$  происходит срыв обтекания на верхней поверхности крыла и  $C_y$  начинает падать.

Важнейшая характеристика формы крыла в плане — его удлинение. Если крыло прямоугольное, то его удли-

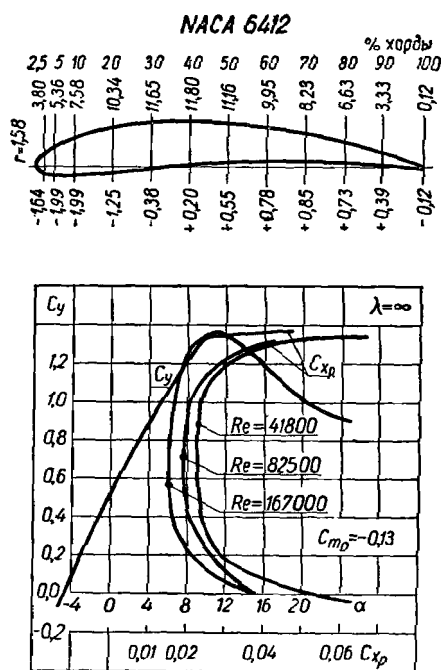


Рис. 8. Характеристики профиля NASA-6412 в турбулентном потоке

нение — это отношение размаха к хорде. Если крыло произвольной формы в плане, то его удлинение можно подсчитать по формуле:

$$\lambda = \frac{l^2}{S},$$

где  $l$  — размах крыла, м;  
 $S$  — площадь крыла,  $m^2$ .

Наклон кривой  $C_y = f(\alpha)$  зависит от удлинения крыла. Для  $Re \gg 100\,000$ ,  $\bar{f} \leq 0,04$ ,  $\bar{c} = 0,10 \div 0,14$ ,  $\bar{r} = 0,01 \div 0,02$  приближенно

$$C_y = 0,109 \frac{\lambda}{\lambda + 2} (\alpha - \alpha_0) = a (\alpha - \alpha_0).$$

Значения  $a = C_y^\alpha = 0,109 \frac{\lambda}{\lambda + 2}$  для различных удлинений приведены в табл. 3.

Таблица 3

$\lambda$	2	3	4	5	6	8	10	12	14	16
$a = C_y^\alpha = 0,109 \frac{\lambda}{\lambda + 2}$	0,055	0,065	0,073	0,078	0,082	0,087	0,091	0,094	0,096	0,097

Зная угол нулевой подъемной силы и удлинение крыла, всегда можно построить линию  $C_y = f(\alpha)$ . Характер вершины кривой и величина  $C_{y \text{ макс}}$  берутся из данных продувок.

Для меньших чисел  $Re$  и тонких сильно вогнутых профилей зависимость  $C_y = f(\alpha)$  берется из продувок и исправляется на принятое удлинение.

Распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла зависит от его формы в плане. Для прямоугольных незакрученных крыльев с различными законцовками, а также для трапецевидных крыльев оно изображено на графиках рис. 9.

У современных моделей оптимальные полетные  $C_y$  лежат вблизи  $C_{y \text{ макс}}$ . Но подходить слишком близко к  $C_{y \text{ макс}}$  нежелательно, так как модель может войти в штопор.

Сваливание модели на больших углах атаки объясняется тем, что при случайном крене угол атаки на опускающемся крыле увеличивается и  $C_y$  может перейти за  $C_{y \text{ макс}}$  (рис. 10). Подъемная сила на этом крыле падает, появляется момент, поддерживающий вращение крыла. Такое вращение крыла называется авторотацией. Авторотация проявляется тем сильнее, чем резче падает  $C_y$ .

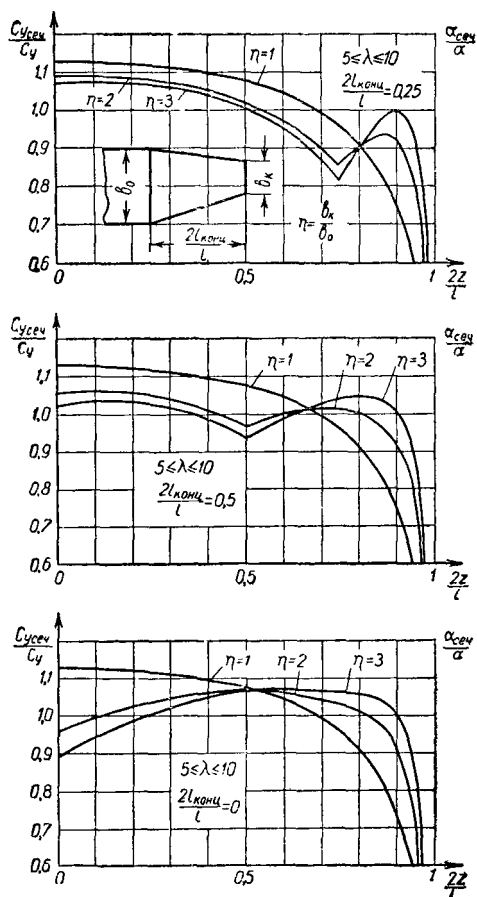


Рис. 9. Распределение  $C_y$  по размаху незакрытого крыла различной формы в плане:

$C_y$  — среднее значение коэффициента подъемной силы крыла;  $C_{y\text{сеч}}$  — значение коэффициента подъемной силы в данном сечении крыла

за максимумом. По-видимому, авторотации можно избежать, если полетный  $C_y \leq 0,9 C_{y \text{ макс}}$ .

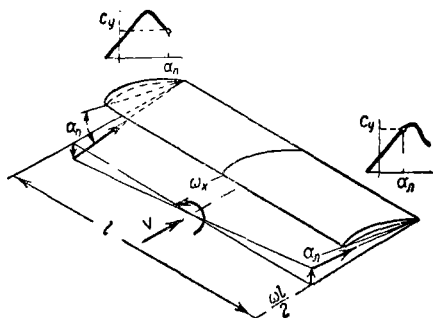


Рис. 10. Авторотация крыла

### Сопротивление крыла

К профильному сопротивлению крыла добавляется индуктивное сопротивление, которое учитывает потери на создание подъемной силы.

Поток, обтекающий крыло, скашивается и после крыла течет уже под некоторым углом к своему первоначальному направлению. Угол этот, выраженный в радианах ( $1 \text{ радиан} = 57,3^\circ$ ), равняется:

$$\varepsilon = \frac{2C_y}{\pi\lambda} \text{ или } \varepsilon = DC_y,$$

где  $D = \frac{2}{\pi\lambda}$  — коэффициент, характеризующий снос потока.

По мере удаления от крыла, а также вверх и вниз от хорды снос потока убывает.

Поток отклоняется не только за крылом, но и в области самого крыла. В среднем снос в области крыла составляет половину сноса за крылом. А так как подъемная сила перпендикулярна потоку в области крыла, то она наклонена под углом  $\frac{1}{2}\varepsilon$  по отношению к невозмущенному потоку. Проекция ее на направление движения

дает дополнительное индуктивное сопротивление  $X_i$  (рис. 11).

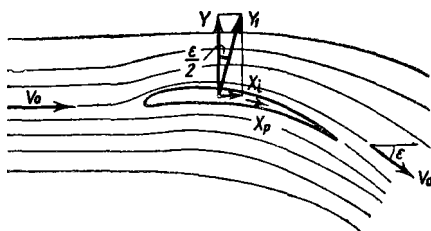


Рис. 11. Возникновение индуктивного сопротивления у крыла конечного размаха

Коэффициент индуктивного сопротивления будет равен:

$$C_{xi} = C_y \cdot \sin \frac{\varepsilon}{2} \approx C_y \cdot \frac{1}{2} \varepsilon = \frac{C_y^{2*}}{\pi \lambda}.$$

Здесь выражение  $\sin \frac{1}{2} \varepsilon$  ввиду небольшого угла заменено на  $\frac{1}{2} \varepsilon$ .

Полный коэффициент сопротивления крыла будет:

$$C_{x \text{ кр}} = C_{xp} + C_{xi}.$$

Крыло бесконечного размаха индуктивного сопротивления не имеет.

Отношение подъемной силы крыла к его сопротивлению называется аэродинамическим качеством крыла

$$K = \frac{C_y}{C_x}.$$

По аналогии вводится и понятие аэродинамического качества модели. Аэродинамическое качество — очень важная характеристика. Как правило, чем качество модели больше, тем выше ее летные результаты.

---

\* По некоторым данным формула верна только для закритического обтекания профиля (см. главу 2).



## Моментные характеристики крыла

Силы, действующие на профиль, можно заменить одной равнодействующей. Точка приложения этой равнодействующей, или центр давления профиля, с изменением угла атаки не остается постоянной, так как распределение давления по профилю меняется. Для обычных профилей с увеличением угла атаки равнодействующая перемещается вперед, с уменьшением — назад. Исключения составляют S-образные профили, для которых перемещение равнодействующей обратное.

Если берут точку вращения в носике профиля, то равнодействующая будет давать некоторый момент, зависящий от ее величины и плеча:

$$M = C_m \frac{\rho V^2}{2} S b \text{ кгм},$$

где  $b$  — хорда профиля, м;

$C_m$  — коэффициент момента.

При изменении угла меняется не только плечо, но и величина равнодействующей. С уменьшением угла атаки равнодействующая уменьшается, а плечо увеличивается и наоборот. На профиле можно найти такую точку, относительно которой момент при изменении угла атаки будет оставаться постоянным. Точка эта называется фокусом профиля и лежит для большего числа профилей на 25% хорды от носика. Момент относительно фокуса профиля можно подсчитать по формуле:

$$M_0 = C_{m0} \frac{\rho V^2}{2} S b \text{ кгм},$$

где  $C_{m0}$  — коэффициент момента относительно фокуса профиля.

$C_{m0}$  — величина постоянная и зависит только от формы профиля. Эксперименты показывают, что величина  $C_{m0}$  тем больше, чем больше вогнутость профиля. Симметричные профили имеют  $C_{m0}=0$ , S-образные с сильно отогнутыми вверх хвостиками имеют положительные  $C_{m0}$ . За положительные принимаются моменты, стремящиеся повернуть носик профиля вверх на кабрирование.

Координата центра давления связана с  $C_{m0}$  простой зависимостью:

$$x_{ц,д} = \frac{C_{m0}}{C_y} b.$$

## Г л а в а 2

### АЭРОДИНАМИКА АВИАМОДЕЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ

#### Критическое число Рейнольдса

На рис. 12 изображена кривая изменения коэффициента сопротивления шара по числу  $Re$ . Кроме того, показаны еще и спектры обтекания, соответствующие различным значениям чисел Рейнольдса. При малых числах  $Re$  силы вязкости преобладают над силами инерции и за шаром образуется широкий вихревой след. С повышением числа  $Re$  силы инерции превышают силы вязкости и обтекание становится более плавным. Коэффициент сопротивления резко падает. Сходную картину с шаром дают и другие, даже хорошо обтекаемые тела.

Обтекание до падения  $C_x$  называется докритическим, или докризисным, а после падения — сверхкритическим, или закризисным. Между двумя этими состояниями имеется некоторая переходная зона. За критическую точку в этой переходной зоне принимают точку, в которой для шара коэффициент  $C_x = 0,3$ . Число  $Re$ , соответствующее этой точке, называется критическим числом Рейнольдса ( $Re_k$ ).

Число  $Re_k$  зависит от начальной турбулентности потока. Чем она больше, тем число  $Re_k$  меньше. Так как стенки, направляющий аппарат аэродинамической трубы всегда создают некоторую турбулентность потока, число  $Re_k$  в трубе получается меньше, чем в спокойном воздухе. Для примера на рис. 12 изображены кривые  $C_x = f(Re)$  ряда аэродинамических труб, а также гладкого и шероховатого шаров в нетурбулентном потоке. Как видно из рисунка, числа  $Re_k$  в трубе значительно отличаются от чисел  $Re_k$  в спокойном воздухе. Это вносит грубые искажения в результаты продувок, если не вводить спе-

циальных поправок. Обычно число  $Re$  продувки в данной трубе умножают на отношение  $Re_k = 4,05 \cdot 10^6$  к  $Re_k$  трубы:

$$Re_{эф} = Re \cdot \frac{4,05 \cdot 10^6}{Re_k} = Re \cdot TF.$$

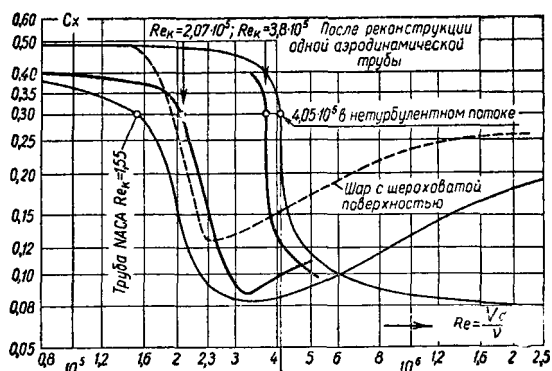
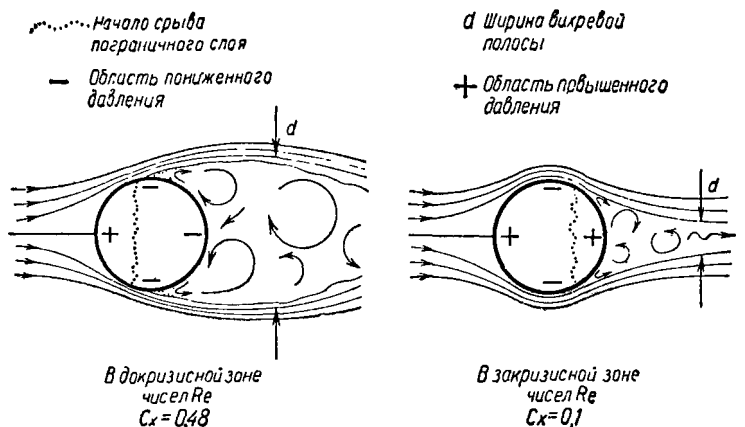


Рис. 12. Спектр обтекания шара при различных числах  $Re$ ; зависимости  $C_x = f(Re)$  шара в различных трубах и спокойном воздухе

Желательно, чтобы число  $Re_k$  трубы было максимально близко к числу  $Re_k$  в спокойном воздухе. Ламинарный поток можно получить, поместив решетку между выпрямителем и соплом трубы, т. е. превратив крупные

вихри в мелкие, удлинив зону успокоения за сеткой и сильно сузив сопла.

На рис. 12 изображена кривая  $C_x = f(Re)$  шара в одной трубе до ее реконструкции и после. Число  $Re_k$  стало равно  $3,8 \cdot 10^5$ .

Рассмотрим теперь, как меняются характеристики профилей при изменении числа  $Re$ . Возьмем профили различной толщины, вогнутости и радиуса носика, а именно: плоскую пластинку, изогнутые пластинки G-417a,

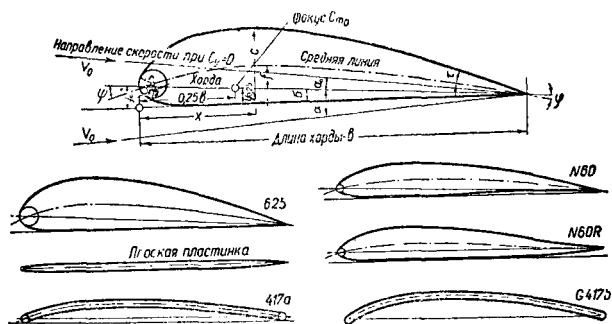


Рис. 13. Основные величины, характеризующие геометрию профиля, и форма ряда профилей

G-417в, профиль № 60R, профиль № 60 и профиль G-625. Форма и геометрические данные этих профилей приведены на рис. 13 и в табл. 4.

Наибольшее применение в авиамоделизме нашли профили типа G-417a, G-417в и № 60. Остановимся на этих профилях.

### Результаты экспериментов

Для того чтобы в дальнейшем было легче ориентироваться в материалах продувок, рассмотрим изменение коэффициентов  $C_y$ ,  $C_{xm}$  и  $C_{m0}$  профиля № 60 при угле атаки  $\alpha = 10^\circ$  по числу  $Re$  (рис. 14). Через величину  $C_{xm}$  обозначим коэффициенты сопротивления, не учитывая сравнительно небольшие поправки на влияние трубы. Для качественной оценки изменения коэффициентов это не имеет существенного значения.

Основные параметры некоторых профилей (в процентах хорды)

Профиль	$c_{\text{макс}}$	$x_{c \text{ макс}}$	$f_{\text{макс}}$	$x_{f \text{ макс}}$	$r$	$y_0$	$y_{0,25}$	$\sigma$	$\psi^\circ$	$\varphi^\circ$	$\tau^\circ$
G-625	20	30	6	33,3	3,4	3,5	4,2	3°	20°	7°	22°
№ 60	12,41	30	4	40	1,4	3,4	2,6	1,9°	15°	7°	13°
№ 60R	12,41	30	3	36	1,4	3,4	3,3	0,23°	13°	0°	13°
Плоская пластинка	2,9	10—75	0	—	0,5	0	0	0°	0°	0°	12°
G-417a	2,9	2,9	5,8	—	1,45	1,2	1,25	0°	22°	10°	—
G-417e	3,5	3,5	8,7	40	1,5	1,1	1,1	0°	31°	13°	—
G-417	6,3	20	6,1	40	0,7	0,5	0,45	0,4°	23°	9°	8°,5
G-389	10,2	29	4,2	37	0,85	2,0	1,5	1,3°	15°	7°	13°
G-382	20,2	31	6,9	36	1,7	5,6	4,2	3,2°	25°	9°	22°
G-409	12,74	35	0	36	1,6	0	0	0°	0°	0°	17°
				—							

Из рис. 14 видно, что с ростом числа  $Re$  обтекание переходит с докритического в закритическое и резко меняются все аэродинамические характеристики. Причем когда переходят с меньших чисел на большие, кризис в об-

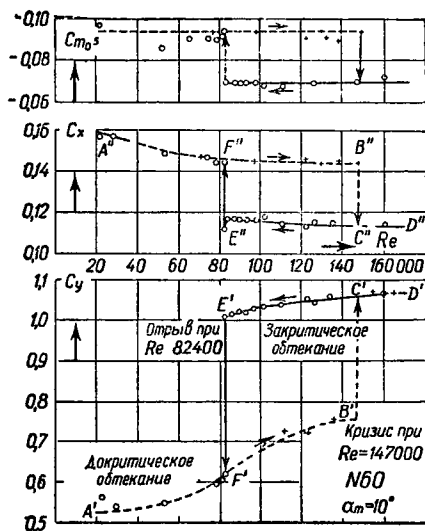


Рис. 14. Типичный пример изменения характеристик профиля при прямом и обратном изменении числа  $Re$  (гистерезис характеристик)

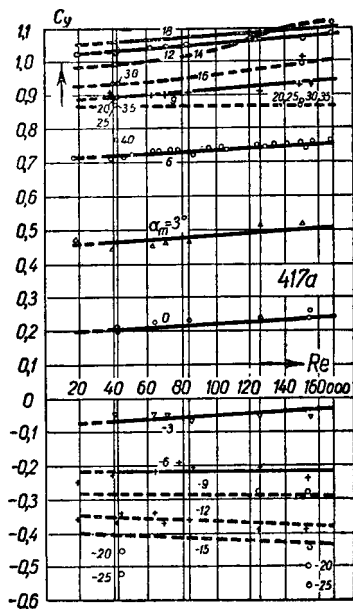


Рис. 15. Изменение  $C_y = f(Re)$  при разных  $\alpha$  профиля G-417a

текании наступает позднее, а именно: при  $Re = 147 000$ . И, наоборот, когда уменьшают число  $Re$ , переход осуществляется на меньшем числе  $Re = 82 400$ . Это явление называется гистерезисом. Связано оно с тем, что, несмотря на рост числа  $Re$ , требуется определенный избыток энергии потока, чтобы изменить характер обтекания верхней поверхности профиля.

На рис. 15, 16, 17 изображены экспериментальные кривые изменения  $C_y = f(Re)$  профилей G-417a, № 60 и G-417в при различных углах атаки.

У профиля G-417a (рис. 15) они представляют

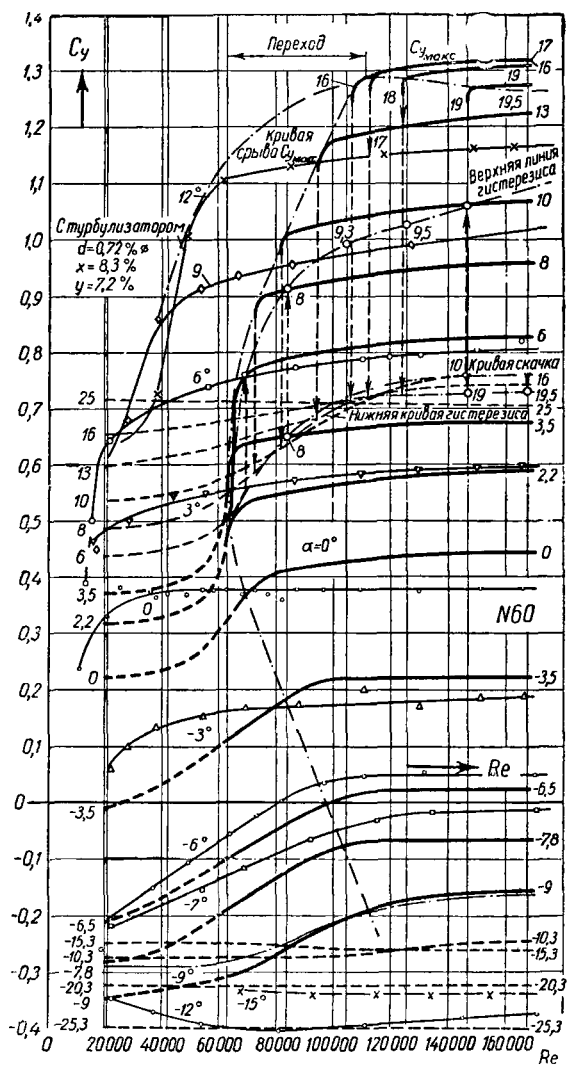


Рис. 16. Изменение  $C_y = f(Re)$  при разных  $\alpha$  профиля № 60

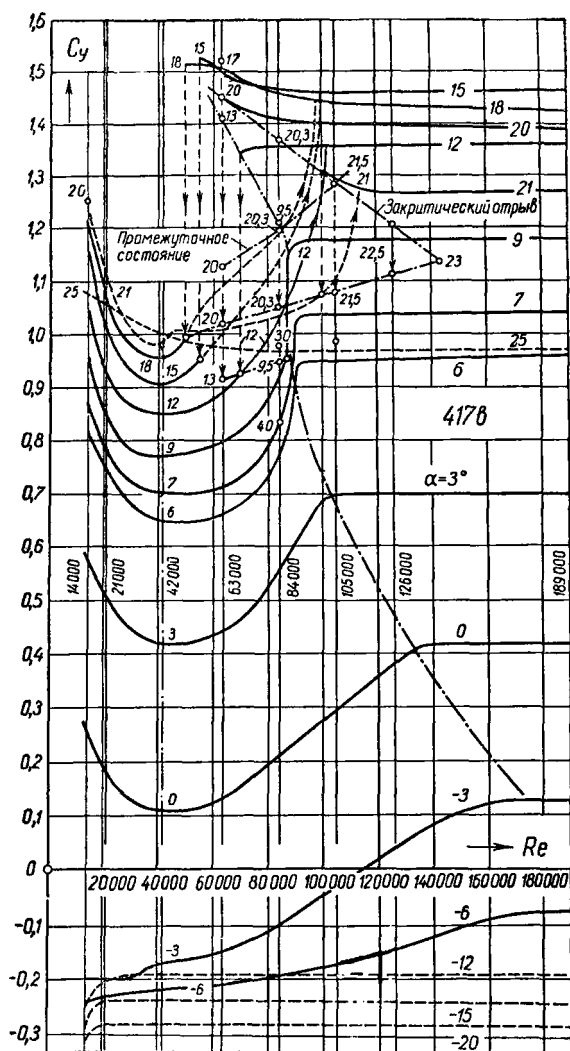


Рис. 17. Изменение  $C_y = f(Re)$  при разных  $\alpha$  профиля G-417b



параллельные или слегка наклонные прямые к оси абсцисс, т. е. для слабо изогнутой пластинки  $C_y$  по числу  $Re$  почти не меняется.

Совершенно иная картина у профиля № 60. При переходе с докритического в закритическое состояние на кривой  $C_y$  наблюдается резкий скачок. С ростом угла атаки он отодвигается все на большие и большие числа  $Re$  и увеличивается по своей величине. Такая картина наблюдается до критического угла атаки, т. е. до угла, при котором на верхней поверхности происходит срыв потока и  $C_y$  перестает зависеть от числа  $Re$ . Начиная с  $\alpha = 6^\circ$  появляется гистерезис, который увеличивается с ростом угла атаки.

У толстого профиля G-625 кризисные явления проявляются особенно сильно, а плоская пластинка почти не реагирует на число  $Re$ .

Интересные результаты были получены при продувках сильно изогнутой пластинки G-417в (рис. 17). Если слабо изогнутая пластинка G-417в ( $\bar{f}=0,058$ ) оказалась почти не чувствительной к числу  $Re$ , то сильно изогнутая пластинка G-417в ( $\bar{f}=0,087$ ) нечувствительна только при  $Re > 100\,000$ . Линии  $C_y$  при числе  $Re = 42\,000$  показали четкий минимум, а при уменьшении числа  $Re$

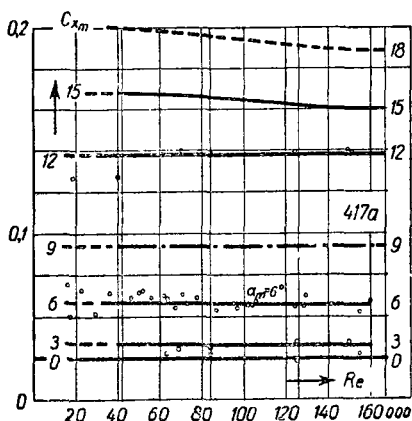


Рис. 18. Изменение  $C_{xm} = f(Re)$  при различных углах атаки изогнутой пластинки G-417а

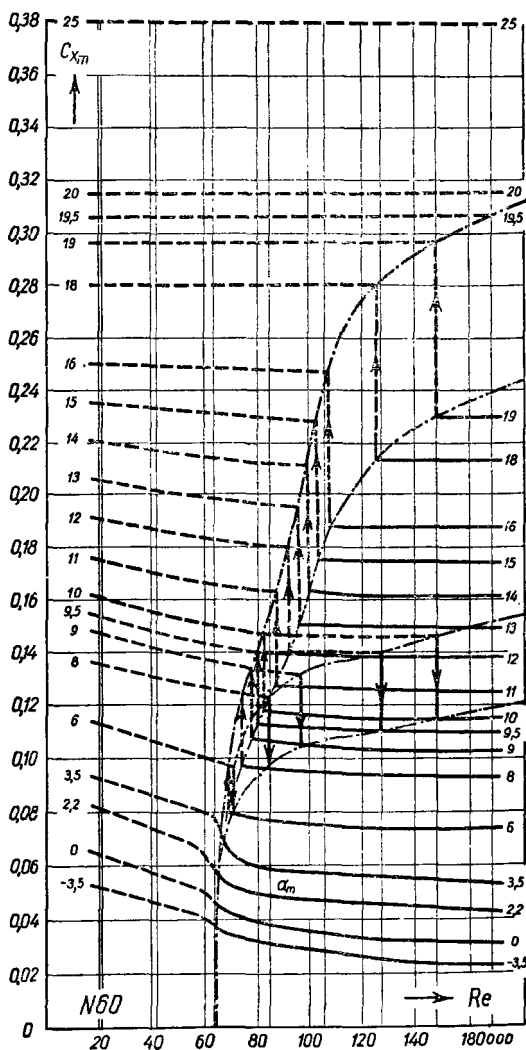


Рис. 19. Изменение  $C_{xm} = f(Re)$  при различных углах атаки профиля № 60

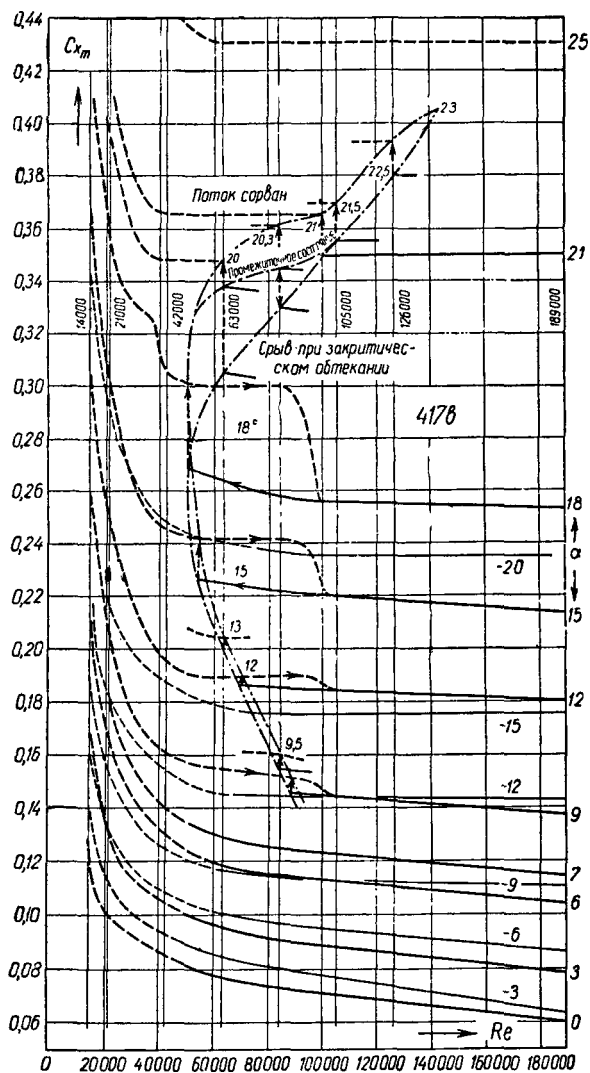


Рис. 20. Изменение  $C_{x_m} = f(Re)$  при разных  $\alpha$  профиля G-417в

менее 42 000 — резкое увеличение  $C_y$ , что до сих пор не наблюдалось ни при каких продувках.

Рассмотрим теперь изменение коэффициента сопротивления  $C_{xm} = f(Re)$  при различных  $\alpha$  (рис. 18, 19, 20).

У слабо изогнутой пластинки G-417a коэффициент сопротивления по-прежнему почти не зависит от числа  $Re$ . У профиля № 60 наблюдаются скачки, гистерезис и сдвиг  $Re_k$  при изменении  $\alpha$ .

Необычный вид имеют кривые  $C_{xm} = f(Re)$  для профиля G-417в. В летном диапазоне углов атаки гистерезис коэффициента сопротивления выражен очень слабо. Так, при  $\alpha = 9^\circ,5$  и  $Re = 84\,000$  коэффициент  $C_y$  скачкообразно уменьшается на 21%, а  $C_{xm}$  увеличивается всего на 5%. При этом, когда  $Re < 42\,000$ , коэффициент сопротивления не остается постоянным, а резко возрастает.

На рис. 21 показаны кривые  $C_y = f(\alpha)$  при различных числах  $Re$  ряда профилей. С ростом числа  $Re$  наклон (т. е. величина  $C_y^\alpha$ ) практически не меняется только у

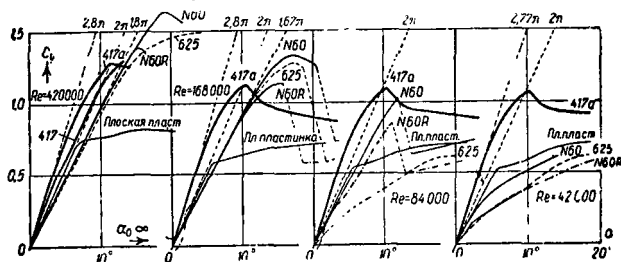


Рис. 21. Изменение наклона и максимума кривой  $C_y = f(\alpha)$  различных профилей в зависимости от числа  $Re$ . За нуль отчета условно принято  $\alpha_0, \lambda = \infty$

плоской и изогнутой пластинок G-417a. Причем у изогнутой пластинки, начиная с некоторого  $C_y$ , происходит излом и отход от прямой зависимости  $C_y = f(\alpha)$ . У изогнутой пластинки G-417a при  $C_y < 0,7$  наклон  $C_y^\alpha$  велик и превышает максимальный теоретический при безотрывном обтекании, равный  $2\pi$  (в радианах). С увеличением вогнутости профиля величина наклона еще более возрастает и для профиля G-417в при  $Re = 105\,000$  имеет значение  $3\pi$  а в отдельных случаях возрастает до  $7\pi$  (см.

рис. 158). Величина этого наклона имеет большое значение для продольной устойчивости модели.

Толстые профили имеют в докризисном обтекании очень небольшой наклон, который после кризиса становится нормальным.

Зависимость  $C_y$  и  $C_x$  от числа  $Re$  можно изобразить в пространственной системе координат (рис. 22).

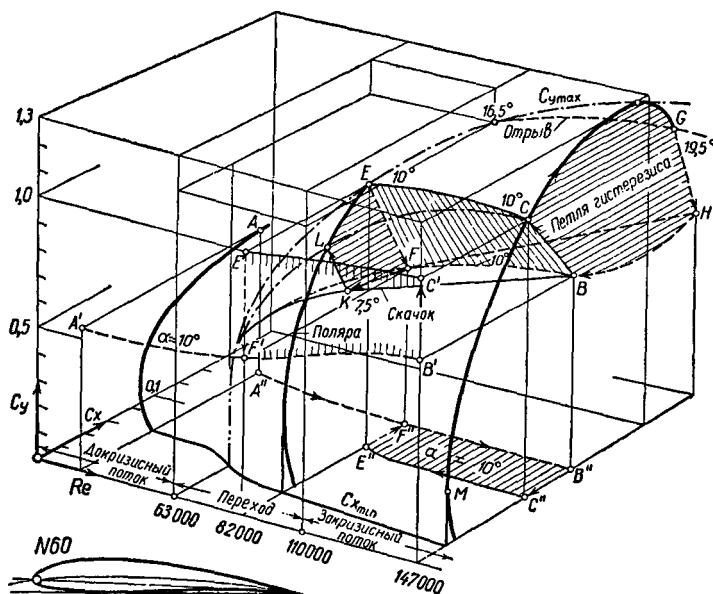


Рис. 22. Пространственная система координат  $C_y = f(C_x, Re)$

На рис. 23 показана зависимость  $C_{y \text{ макс}} = f(Re)$ . У толстых профилей наблюдается резкий скачок в величине  $C_{y \text{ макс}}$ . Чем профиль толще, а носик его большего радиуса, тем этот скачок значительнее.

Профиль сильно изогнутой плоской пластинки G-417в при докризисном обтекании имеет провал в области числа  $Re = 42\,000$ . При закризисном обтекании  $C_{y \text{ макс}}$  пластинки G-417в почти постоянно и равно примерно 1,4 (рис. 23).

Как следует из рис. 24, при изменении числа  $Re$  значительно меняется угол нулевой подъемной силы для толстых профилей.

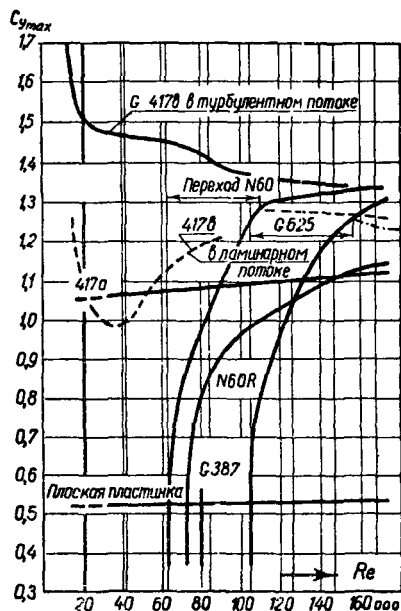


Рис. 23. Изменение  $C_{y \max} = f(Re)$  различных профилей

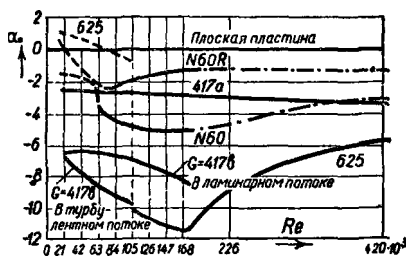


Рис. 24. Изменение нулевого угла атаки различных профилей в зависимости от числа Рейнольдса  $\alpha_0 = f(Re)$

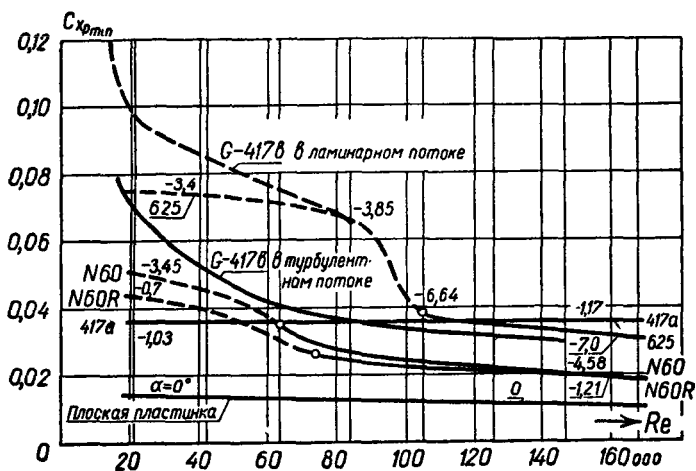


Рис. 25. Изменение  $C_{xр min} = f(Re)$  для различных профилей

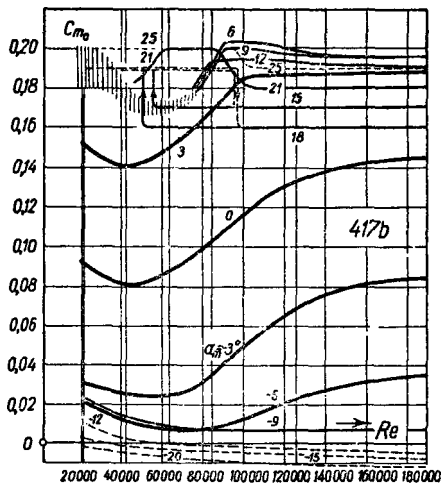


Рис. 26. Зависимость  $C_{m0} = f(Re)$  при различных углах атаки профиля G-417b

Большую роль в характеристиках профилей играет величина  $C_{xр\text{ мин}}$ . Изменение ее по  $Re$  приведено на рис. 25.

На рис. 26 показано изменение коэффициента момента профиля G-417в по числу  $Re$ , а на рис. 27 — положение центра давления профиля № 60 по хорде в зависимости от угла атаки и числа  $Re$ .

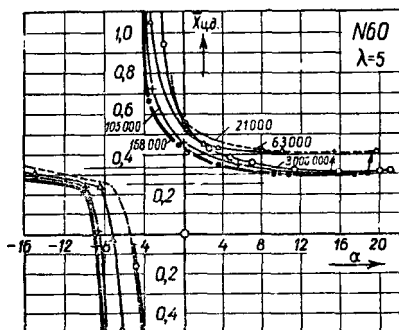


Рис. 27. Изменение  $x_{ц.д.} = f(\alpha)$  при различных числах  $Re$  профиля № 60

Итак, при некотором критическом числе  $Re$ , которое зависит от геометрии профиля, угла атаки и направления изменения числа  $Re$ , происходит или резкий скачок всех характеристик обычного профиля с образованием петли гистерезиса, или значительное изменение этих характеристик. Величина  $Re_k$  лежит как раз в диапазоне авиамодельных чисел  $Re$ .

Особенно значительно меняется такая важная величина, как качество профиля, которое главным образом и влияет на продолжительность полета модели. Если в докризисном обтекании  $K = 4 \div 5$ , то после кризиса  $K = 10 \div 11$ , т. е. меняется более чем в два раза (рис. 28).

Пусть модель с профилем № 60 имеет хорду 0,17 м и скорость полета  $V = 6$  м/сек. Число  $Re = 69\,000 \cdot 6 \cdot 0,17 = 70\,000$  близко к числу  $Re_k$ . Достаточно было бы потери скорости с 6 до 5 м/сек ( $Re = 59\,000$ ), чтобы модель попала в докризисное состояние и провалилась. При изменении атмосферных условий полет ее сократился бы при-



мерно наполовину. Такие случаи, когда модель прекрасно летала вечером и вдруг плохо начинала летать в жаркий полдень, в практике наблюдались.

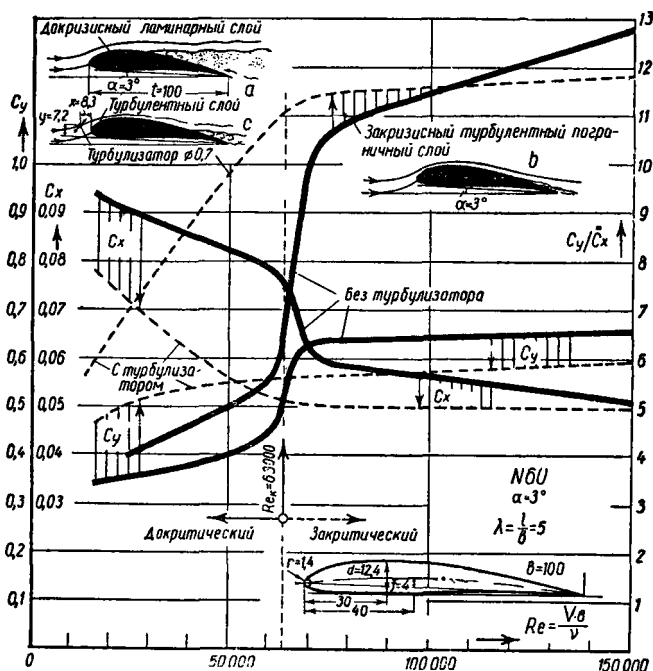


Рис. 28. Изменение  $C_y$ ,  $C_{xm}$ ,  $K$  профиля № 60 на  $\alpha = 3^\circ$  по числу  $Re$

### Физика кризисных явлений

В чем же причина таких резких изменений характеристик профиля?

Как мы уже знаем, пограничный слой может быть ламинарным и турбулентным. Ламинарный слой более тонкий и вызывает незначительное сопротивление трения. Мелкие шероховатости покрываются ламинарным слоем. Ламинарный поток плохо удерживается на кривых поверхностях, например на верхней задней стороне профиля крыла, так как там струйки воздуха расширяются, происходит замедление потока и повышение давления.

Через эту область повышенного давления ламинарный слой не в состоянии далеко пройти. В результате он вскоре отрывается и на верхней стороне профиля образуется

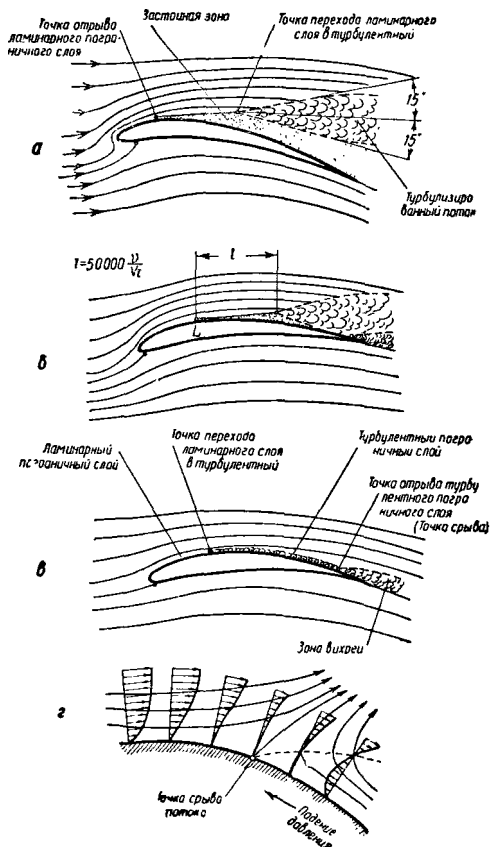


Рис. 29. Обтекание профиля:

а — докризисное; б — околокризисное; в — закризисное; г — характер скоростей и линий тока в турбулентном пограничном слое при отрыве

застойная зона (рис. 29,а). Оторвавшийся ламинарный пограничный слой на некотором расстоянии от точки отрыва переходит в турбулентный, который, расширяясь,

может примкнуть к крылу, если только кривизна спинки профиля или угол атаки не очень велики (рис. 29,б).

Точку отрыва ламинарного пограничного слоя можно найти из уравнения:

$$v'_s = -5 \frac{v}{\delta^2},$$

где  $v'_s = \frac{\Delta V}{\Delta S}$  — тангенс угла наклона касательной к кривой изменения скорости по хорде;  
 $\delta$  — толщина пограничного слоя.

Уравнение решается графически. Строят кривые изменения правой и левой частей по длине профиля и находят точку пересечения.

Обычно отрыв ламинарного пограничного слоя происходит сразу же за максимально высокой точкой профиля на данном угле атаки, а точнее, за точкой минимума давления, в месте начала повышения давления. С ростом угла атаки точка отрыва ламинарного пограничного слоя перемещается вперед.

Застойная зона как бы исключает из работы большую часть верхней поверхности крыла. Здесь не видно того отклонения потока верхней стороной профиля, как при сверхкритическом обтекании. В результате подъемная сила профиля падает, а перераспределение давлений по верхней поверхности приводит к существенному изменению  $C_{m0}$ ,  $C_y$  и значительному росту  $C_x$ .

В том случае, когда оторвавшийся пограничный слой вновь примыкает к верхней задней поверхности профиля, он как бы подсасывается к ней и застойная зона резко сокращается (рис. 29,б). Происходит кризис обтекания. С ростом числа  $Re$  участок перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный быстро уменьшается, а весь пограничный слой окончательно примыкает к верхней поверхности профиля (рис. 29,в).

Турбулентный пограничный слой обладает способностью передавать с помощью мелких вихрей скорость из внешнего потока к поверхности обтекаемого тела. Благодаря перемешиванию относительная скорость и кинематическая энергия частиц воздуха вблизи профиля более высокие, чем у ламинарного пограничного слоя, и турбулентный пограничный слой может преодолеть повышен-

ное давление на значительном участке задней поверхности профиля. Точка отрыва турбулентного пограничного слоя лежит вблизи задней кромки и тем ближе к ней, чем меньше перепад давления между соседними точками профиля и чем большую скорость имеет внешний поток.

После отрыва турбулентного пограничного слоя наблюдается обратное движение воздуха в пограничном слое, который вклинивается в заторможенный пограничный слой и образует противотоки (рис. 29,2). Острие клина противотоков и является точкой отрыва.

Точка отрыва вначале перемещается с увеличением  $\alpha$  незначительно вперед, а при критических углах атаки на тонких профилях — скачком на носик профиля; происходит общий срыв обтекания.

Если нанести пути движения частиц воздуха, получим линии тока. На положительных углах атаки на верхней стороне профиля линии тока сначала идут сужаясь, особенно над передней кромкой, где они создают сильное разрежение, а от максимально высокой точки профиля до задней кромки — расширяясь. Это наиболее ответственный участок профиля, так как расширение линий, по закону Бернулли, означает замедление потока и повышение давления. Все это может привести к срыву.

Расходящийся поток, т. е. поток с увеличением давления в направлении течения, образует турбулентность или увеличивает ее, если она имеется.

Сходящийся поток, т. е. поток с падением давления в направлении течения, более устойчив и сохраняет ламинарный пограничный слой.

Поток, обтекающий нижнюю поверхность профиля на больших углах атаки, обычно почти на всем протяжении несколько сходится, следовательно, он дает незначительное уменьшение давления в направлении к задней кромке, и в этом случае профиль имеет почти на всей нижней поверхности ламинарный пограничный слой.

Рассмотрим обтекание носика профиля, которое имеет большое значение в общем обтекании профиля.

В районе носика профиля находится точка, в которой поток разделяется на два потока, один из которых направляется на верхнюю поверхность профиля, другой — на нижнюю. Скорость в ней равна нулю. Как показывают теория и эксперимент, положение этой точки не яв-

ляется постоянным. С ростом угла атаки и  $C_y$  она перемещается довольно значительно в направлении к нижней поверхности профиля, а с уменьшением угла атаки — в направлении к верхней поверхности профиля. Связано это с тем, что с ростом  $C_y$  разрежение и скорость потока на верхней поверхности профиля растут. Чтобы разделенные потоки могли одновременно сомкнуться на задней кромке профиля, поток, движущийся с большой скоростью, должен проделать больший путь.

Таким образом, точка разделения потока, или точка нулевой скорости, обычно не лежит на самой передней точке носика профиля, а находится или ниже, или выше этой точки (рис. 30).

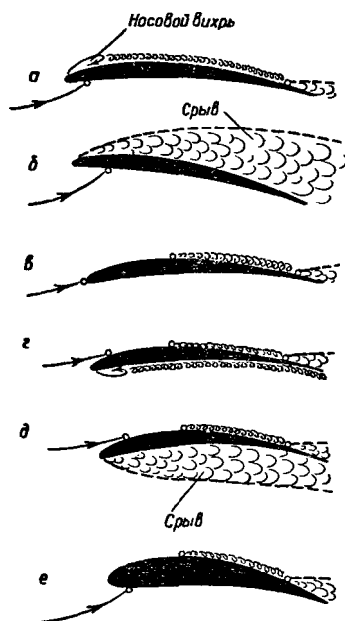


Рис. 30. Влияние положения точки нулевой скорости на обтекание верхней и нижней поверхностей остроносого и тупоносого профилей

Когда точка разделения потока лежит ниже носика профиля, частицам воздуха, направляющимся на верхнюю поверхность, при своем движении приходится огибать носик профиля. При огибании носика профиля на частицы воздуха действуют центробежные силы, которые будут тем больше, чем меньше радиус носика и чем с большей скоростью частицы движутся. Скорость же обтекания носика будет тем больше, чем дальше отстоит точка разделения потока от носика и чем больше скорость полета.

Если радиус носика небольшой, а скорость частиц большая, центробежные силы достигают такой величины, что поток отрывается на передней кромке и на верхней стороне носика профиля возникает небольшой вихрь (рис. 30,а). Этот вихрь, если он мал, ограничен в районе передней кромки, но после него пограничный слой идет турбулентным. При докризисном обтекании профиля турбулентный пограничный слой восстанавливает безотрывное обтекание верхней поверхности профиля.

При увеличении угла атаки величина и интенсивность носового вихря возрастают, а точка отрыва турбулентного пограничного слоя постепенно перемещается вперед. В результате наступает такой момент, когда они резко смыкаются и происходит общий срыв обтекания на верхней поверхности (рис. 30,б), который проявляется в быстром падении  $C_y$ .

Если угол атаки профиля мал или носик сильно загнут вниз, точка разделения потока располагается на верхней поверхности профиля (рис. 30,г). При этом носовой вихрь турбулизует поток на нижней поверхности профиля, а при значительной интенсивности вызывает общий срыв обтекания нижней поверхности (рис. 30,г,д).

У толстого профиля с большим радиусом закругления носика носовой вихрь может и не возникнуть (рис. 30,е). В этом случае носик не вносит искажений в картину обтекания, разобрannую ранее. Сказанное справедливо и для случая, когда точка разделения потока лежит у остроного профиля в передней точке носика (рис. 30,в).

Рассмотрим теперь, как распределяется давление по хорде профиля.

На рис. 31 показано распределение давления по хорде двух профилей G-389 и G-382 при различных углах

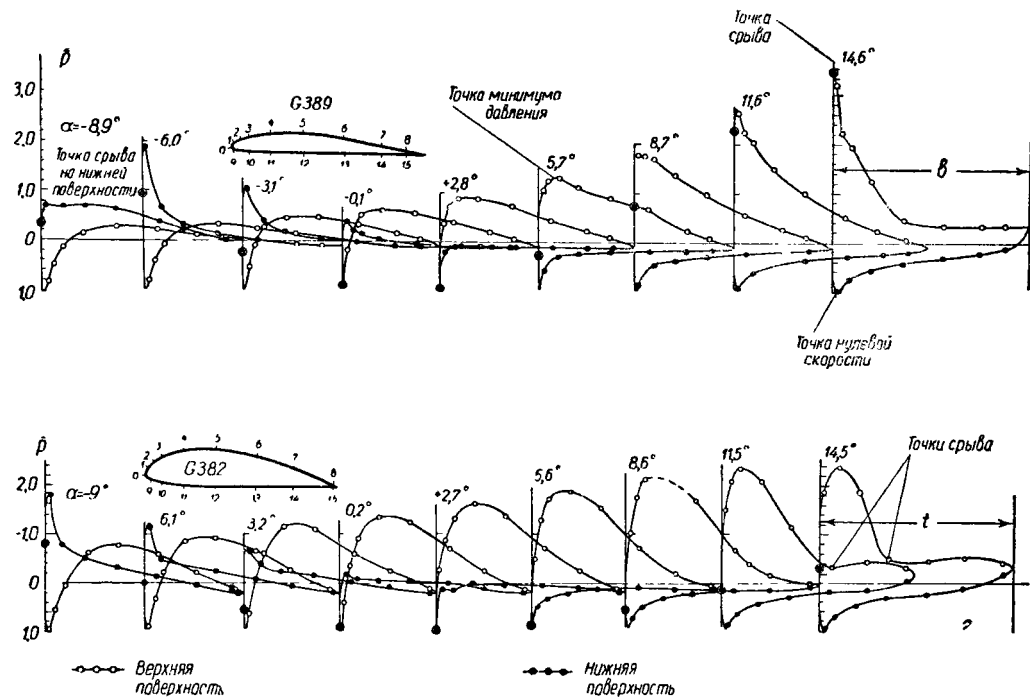


Рис. 31. Распределение давления по профилям G-389 ( $c=0,1$ ) и G-382 ( $c=0,2$ ) при различных углах атаки ( $Re=420\,000$ )

атаки, замеренное экспериментально. По периметру хорды были просверлены отверстия и соединены с манометрами. Для удобства по оси ординат отложены не давления, а отношение давления к скоростному напору невозмущенного потока, так называемое относительное давление

$$\bar{p} = \frac{p}{q}.$$

Диаграммы распределения давления дают очень важные данные о характере обтекания профиля. По ним можно вычислить подъемную силу и сопротивление формы профиля.

Пользуясь диаграммами, можно рассчитать скорость в любой точке профиля.

$$V = V_0 \sqrt{1 - \bar{p}},$$

где  $V_0$  — скорость невозмущенного потока.

Отрицательная величина  $\bar{p}$  говорит о том, что скорость в данной точке больше скорости потока, положительная — что меньше.

Положительный наклон касательной к кривой относительного давления свидетельствует о том, что скорость в направлении к задней кромке возрастает, отрицательный наклон — убывает.

Картина распределения давления дает данные об участии верхней и нижней поверхностей крыла в образовании подъемной силы, позволяет найти точку разделения потока ( $\bar{p}=1$ ,  $V=0$ ), точку перехода сходящегося потока в расходящийся ( $\bar{p}=\bar{p}_{\min}$ ), определить момент срыва.

Внимательный анализ диаграмм (рис. 31) показывает, что с увеличением  $\alpha$  на профиле с более острой передней кромкой образуется местное значительное разрежение, которое на больших  $\alpha$  лежит точно в самой передней точке профиля. На этом острие  $\bar{p}=-3,7$ .

На толстом профиле распределение давления более полное. Минимум давления находится примерно на 20% хорды и равен  $\bar{p}=-2,4$ . Скорость в точке минимума у тонкого профиля  $V = V_0 \sqrt{1 - (-3,7)} = 2,16V_0$ , у толстого  $V = V_0 \sqrt{1 - (-2,4)} = 1,85V_0$ .



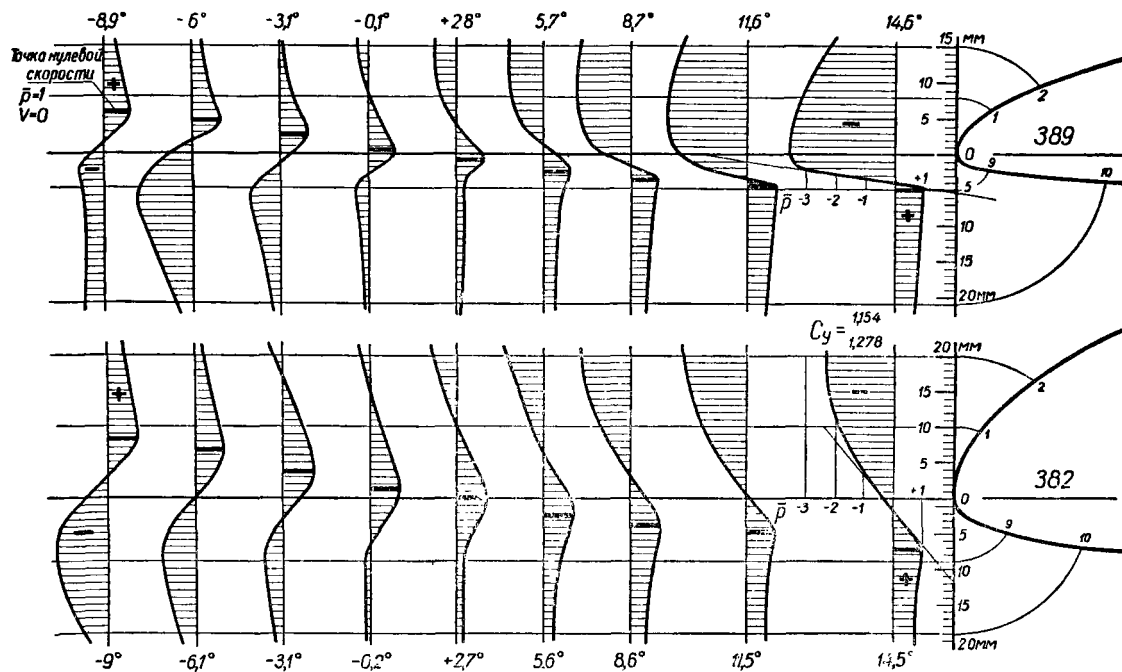


Рис. 32. Распределение давления по носикам профилей G-389 и G-382 при различных углах атаки. Ясно видно перемещение точки нулевой скорости в районе носика

На рис. 32 показано изменение давления в области носиков двух профилей с различным радиусом закругления при равных углах атаки.

Измерение проводилось при  $V=30$  м/сек. Следовательно, на передней кромке профиля с меньшим радиусом носика G-389 на  $\alpha=14^\circ,6$  была точка со скоростью  $V = V_0 \sqrt{1 - (-3,7)} = 30 \cdot 2,16 = 64$  м/сек. На расстоянии всего 4 мм от точки, где  $V=0$  ( $\bar{p} = +1$ ), то есть на участке  $L=4$  мм, развивается скорость от 0 до 64 м/сек. Происходит это за время

$$t = 2 \frac{L}{V} = \frac{2 \cdot 0,004}{64} = \frac{1}{8000} \text{ сек.}$$

Соответственно этому ускорение, принятое за равномерное, составляет

$$a = \frac{V}{t} = 64 \cdot 8000 = 520\,000 \text{ м/сек}^2.$$

На толстом профиле G-382 на  $\alpha=14^\circ,6$  скорость от точки  $V=0$  вплоть до передней кромки повышалась от 0 до 34 м/сек на расстоянии 7 мм за время  $1/2400$  сек. Ускорение здесь  $82\,000$  м/сек<sup>2</sup>, т. е. составляет  $1/6$  ускорения тонкого профиля\*. Минимальное же давление лежит за носиком, где только после расстояния 20 мм  $V=55$  м/сек, в то время как на тонком профиле скорость уменьшается уже над передней кромкой.

В результате быстрого ускорения и последующего замедления пограничного слоя и происходит его турбулизация. На острых передних кромках в дополнение к этому возникает еще и носовой вихрь, о котором уже упоминалось. Здесь ускорение и последующее быстрое торможение проявляется особенно сильно, о чем говорит пик разрежения в районе носика на диаграммах распределения давления. Достигнув некоторой величины, резкое ускорение и торможение потока приводит к срыву обтекания и, следовательно, к малым значениям  $C_{y \text{ макс.}}$ . Это очень нежелательно.

В случае срыва потока с верхней или нижней поверхности картина распределения давления на стороне срыва

---

\* В действительности ускорения в первом и во втором случаях будут значительно меньше за счет влияния вязкости воздуха.

качественно меняется. Проследить это изменение можно по рис. 31.

Наглядное представление о процессах, происходящих в пограничном слое, дают фотографии обтекания в закрытых водяных трубах. До определенных скоростей обтекание жидкостью подобно обтеканию воздухом. На рис. 33 даны фотографии обтекания симметричного профиля G-409, имеющего  $\bar{c} = 0,127$ ,  $\bar{r} = 0,016$  при  $Re \approx 150\,000$ . Для того чтобы все процессы в пограничном слое были лучше видны, из шести отверстий диаметром 0,4 мм подавалась подкрашенная жидкость.

На рис. 33,б изображена фотография обтекания при  $\alpha = 1^\circ$ , а на рис. 33,г дан увеличенный участок профиля. Из фотографии видно, что ст. носика до 0,7*в* сохраняется ламинарное обтекание, так как краска, выпущенная из

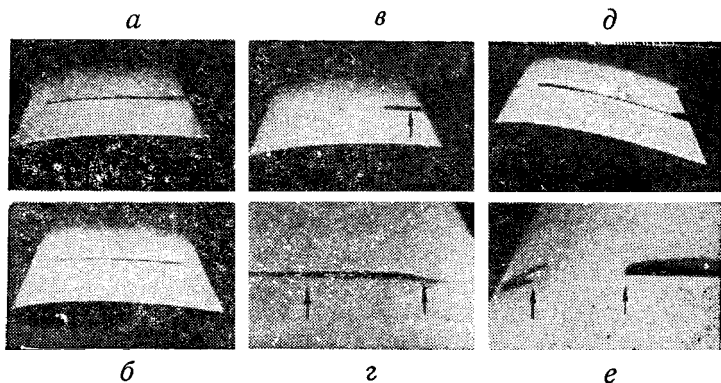


Рис. 33. Фотография обтекания:

*а* — отрыв ламинарного пограничного слоя; *б* — отрыв ламинарного пограничного слоя и переход его в турбулентный; *в* — отрыв турбулентного пограничного слоя; *г* — увеличенный участок снимка *б*: переход от ламинарного к турбулентному пограничному слою; *д* — обтекание профиля при большом угле атаки ( $\alpha = 10,5^\circ$ ). На 0,9*в* ясно виден отрыв турбулентного пограничного слоя; *е* — увеличенный участок снимка *д*; ясно видны носовой вихрь и последующий толстый турбулентный пограничный слой

отверстия, расположенного около носика, не размывается. При 0,7*в* происходит ясно видимый отрыв ламинарного пограничного слоя, а при 0,9*в* — переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный, что заметно вследствие размыва краски вихрями.

Участок от 0,7 до 0,9*в* является переходным.

На рис. 33,*д* приведены фотографии обтекания этого профиля при  $\alpha = 10^\circ,5$ , а на рис. 33,*е* дан увеличенный участок района носика. В месте, указанном стрелками, находятся отверстия для выхода подкрашенной жидкости.

Подкрашенная жидкость, вышедшая из первого отверстия, течет вперед, показывая наличие вихря на носике профиля, а подкрашенная жидкость, выходящая из второго отверстия, показывает, что за носовым вихрем идет толстый турбулентный пограничный слой. На рис. 33,*в,д* можно наблюдать отрыв турбулентного пограничного слоя вблизи задней кромки профиля, а на рис. 33,*а* — ламинарного.

Рассматривая картину обтекания профиля, легко объяснить на первый взгляд «странное поведение» аэродинамических коэффициентов при изменении числа  $Re$  и угла атаки.

У профиля № 60 (см. рис. 16 и 19) до  $Re < 60\,000$  докризисное обтекание. Причем на малых углах атаки эпюра распределения давления такова, что минимум давления находится недалеко от задней кромки и участок, занятый сорванным пограничным слоем, не так велик. Его почти целиком занимает переходная зона, под которой находится воздушная подушка. С ростом числа  $Re$  переходная зона сокращается,  $C_y$  постепенно растет, а  $C_x$  падает.

На больших углах участок профиля, занятый оторвавшимся пограничным слоем, возрастает. При примыкании пограничного слоя турбулентный слой сразу включает свой участок в работу, в результате чего все коэффициенты изменяются скачком. Величина этого скачка растет с увеличением угла атаки. Появляется гистерезис. Так как с ростом угла атаки давление в кормовой части профиля падает более резко,  $Re_k$  становится больше.

У профиля G-417*а* вследствие малого угла отгиба носика вниз ( $\psi = 22^\circ$ , рис. 157) точка разделения потока на положительных углах атаки находится на нижней поверхности профиля и острый носик профиля турбулизировал пограничный слой на верхней поверхности. В результате аэродинамические коэффициенты почти перестают зависеть от числа  $Re$  (см. рис. 15 и 18). Но с ростом

угла атаки появляется носовой вихрь, который при  $\alpha \approx 7^\circ$  становится уже настолько интенсивным, что дает общий срыв и профиль имеет сравнительно небольшой  $C_{y\text{ макс}} \approx 1,1$ .

Профиль G-4176 имеет значительный угол отгиба носика вниз ( $\psi = 31^\circ$ , рис. 158). Точка разделения потока на положительных углах атаки у него находится на верхней поверхности. В итоге верхняя поверхность профиля имеет кризисное обтекание. Возрастание  $C_y$  при  $Re < 42\,000$  связано, очевидно, с тем, что нижнюю поверхность обтекает сорванный поток, который восстанавливается при малых скоростях, когда интенсивность носового вихря на нижней поверхности уменьшается.

Для всех профилей отход от прямой  $C_y = f(\alpha)$  в докризисном обтекании говорит о том, что начала двигаться вперед точка отрыва ламинарного пограничного слоя, а в закризисном обтекании — что начала двигаться вперед точка отрыва турбулентного пограничного слоя\*.

Отрыв пограничного слоя или срыв обтекания начинается не по всей поверхности крыла, а с отдельных, наиболее несущих участков. Расположение и изменение размеров этих участков по мере роста  $C_y$  можно определить, пользуясь рис. 9.

### Искусственная турбулизация пограничного слоя

Наибольшее качество профиля получается в том случае, когда обтекание профиля сверхкритическое. Достигнуть сверхкритического обтекания можно турбулизацией пограничного слоя на верхней поверхности. Турбулизировать пограничный слой можно с помощью соответствующего профиля крыла, при любом профиле применением турбулизатора, звуковыми волнами (при экспериментах свист в аэродинамической трубе турбулизировал пограничный слой).

На рис. 34 изображены различные типы турбулизаторов.

Влияние турбулизатора, выполненного в виде проволоки, натянутой перед носиком крыла, на профиль № 60 можно проследить по результатам эксперимента (см. рис. 28). На  $\alpha = 3^\circ$  при докризисном обтекании турбулизатор значительно снижает  $C_x$ , повышает  $C_y$  и качест-

---

\* Если нет срыва обтекания на нижней поверхности.

во. Некоторое время после кризиса он остается еще выгодным, а при больших числах  $Re$  превращается в дополнительное сопротивление.

Турбулизатор, выполненный в виде проволоки, перед крылом способен значительно уменьшить число  $Re_k$  профиля (см. рис. 16). Однако при малых числах  $Re$  он теряет способность турбулизировать поток.

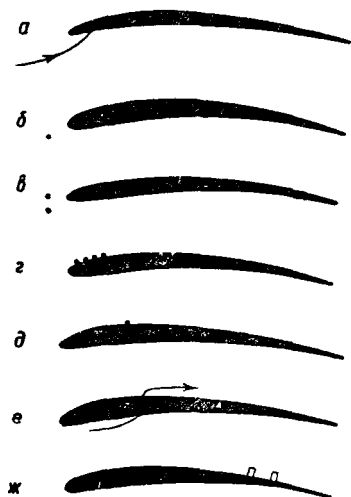


Рис. 34. Типы турбулизаторов:

*а* — острый носик слабоизогнутого профиля; *б* — одинарная нить; *в* — двойная нить; *г* — шероховатость на носике; *д* — нить, наклеенная на верхней поверхности; *е* — сквозные отверстия в обшивке; *ж* — двойной ряд лопаток, расположенных в шахматном порядке под углом  $15^\circ$  к потоку

Очень важное значение имеет положение турбулизатора относительно носика профиля. Оно должно быть такое, чтобы линия тока, проходящая через турбулизатор, попадала точно на верхнюю поверхность крыла (рис. 35). Иначе турбулизированный слой будет проходить или мимо поверхности вообще, или будет турбулизировать поток на нижней поверхности, где это совсем не нужно (рис. 35, в). Но так как положение турбулизатора обычно делают фиксированным, а линии тока силь-

но деформируются в зависимости от угла атаки, то, очевидно, турбулизатор может выполнять полезную функцию только на некотором, вполне определенном угле атаки. На рис. 36 даны результаты эксперимента с различным положением турбулизатора по высоте относительно передней кромки. Этот эксперимент убеж-

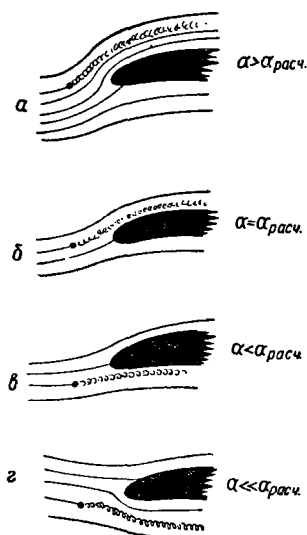


Рис. 35. Влияние угла атаки на турбулизацию пограничного слоя нитью; б — оптимальное положение нити (проволоки) при расчетном угле атаки

дает, что положение турбулизатора должно быть определенное и свое для каждого угла атаки.

Чтобы расширить диапазон углов атаки турбулентного обтекания, иногда применяют турбулизатор, состоящий из двух нитей (см. рис. 34, в).

Не следует забывать, что трение турбулентного пограничного слоя о гладкую стенку в полтора-два раза больше (см. рис. 6), чем ламинарного, а о шероховатую

еще больше. Однако при турбулизации пограничного слоя в докризисном обтекании общее тормозящее действие потока на профиль уменьшается, так как хотя сопротивление трения и растет, но сопротивление формы

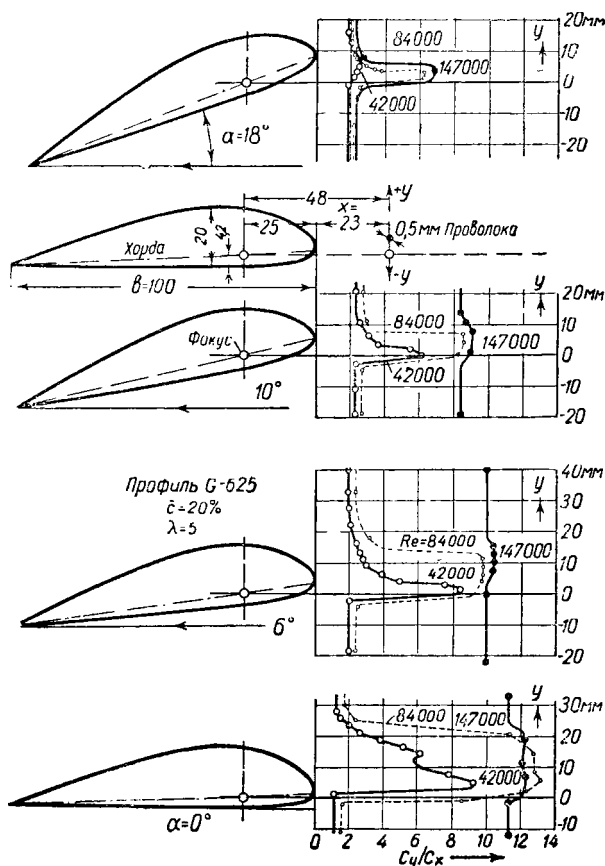


Рис. 36. Влияние положения турбулизатора на качество профиля G-625

в докризисном состоянии настолько больше, что при переходе в закризисное состояние суммарное профильное сопротивление скачкообразно уменьшается.

Турбулентное трение на нижней поверхности — одна



из причин увеличения  $C_{xp}$  на малых углах атаки вогнутых остроносых профилей (см. рис. 159—161).

Чтобы турбулизовать поток на верхней поверхности с помощью острого носика и в то же время не иметь турбулентного обтекания и срыва на нижней поверхности на малых углах атаки при достаточно толстом профиле, иногда применяют профиль с карманом на нижней поверхности носика  $b$  (см. рис. 7). В таком профиле

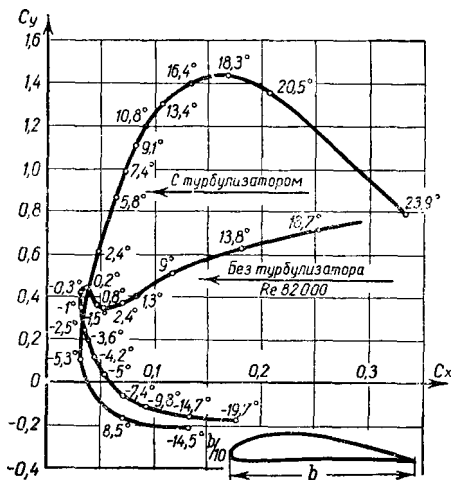


Рис. 37. Характеристика толстого профиля G-37 с турбулизатором и без него

турбулентный пограничный слой и носовой вихрь ограничены носовой выемкой. За выемкой обтекание ламинарное. Но сама выемка дает значительное сопротивление, которое может целиком поглотить выигрыш от ламинарного обтекания.

Турбулизовать пограничный слой можно и другими методами, например звуковыми волнами или делая переднюю кромку шероховатой. Выступы и углы, часто получающиеся на профиле в результате существующей технологии изготовления моделей, также являются своеобразными турбулизаторами.

Иногда турбулизатор помещают не перед передней кромкой, а в точке максимальной высоты профиля на рабочем угле атаки, наклеивая нить прямо на поверх-

ность или делая сквозные отверстия в обшивке (см. рис. 34,е). При этом от носика до  $\bar{p}_{\max}$  ламинарный пограничный слой с малым коэффициентом трения сохраняется, а в нужной для нас зоне турбулизируется. В некоторых случаях такой метод турбулизации целесообразнее.

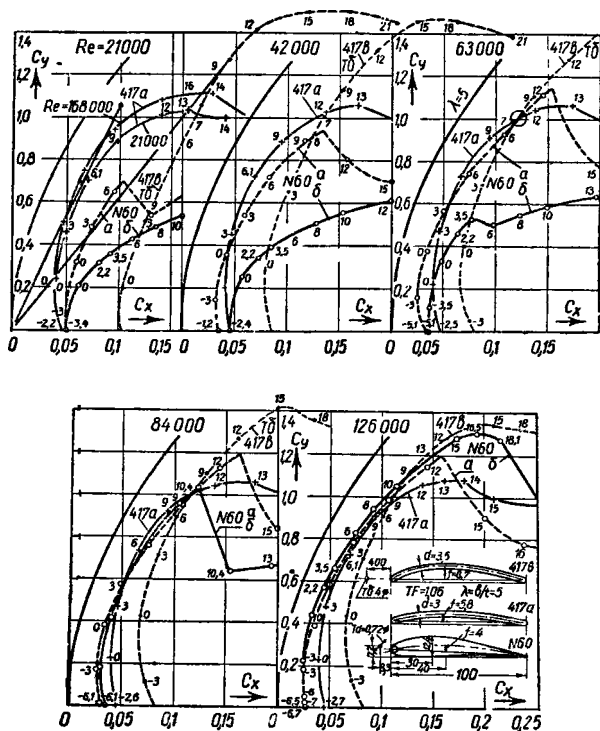


Рис. 38. Изменение  $C_y = f(C_{xm})$  ряда профилей при разных  $Re$  и  $\lambda=5$ ; кривые а — с турбулизатором, б — без турбулизатора

На рис. 37 приведены результаты продувок с турбулизатором, выполненным в виде проволоки, натянутой перед носиком профиля  $G=387$ . Влияние турбулизатора на профиль  $G-417$  видно из сопоставления рис. 158, а, б. На рис. 38 изображены поляры ряда профилей при разных числах  $Re$  с турбулизатором и без него.

По сообщению немецкого авиамоделиста Липиша, летающая модель с профилем G-387 показала своеобразный гирляндобразный полет. Модель летела с числом  $Re$  около  $Re_k = 80\,000$ , благодаря чему в горизонтальном полете при  $\alpha = -0^\circ.3$  поток уже срывался. Модель проваливалась, начинала лететь быстрее, число  $Re$  и подъемная сила становились больше, модель выравнивалась, и все явления вновь повторялись. В дальнейшем на новой модели удалось воспроизвести это явление. С турбулизатором та же модель показала прекрасные летные качества ( $K=12$ ).

Турбулизатор стабилизирует колебания  $C_{m0}$  профиля, что облегчает балансировку и улучшает устойчивость модели.

Турбулизатор следует ставить главным образом на толстых профилях с большими величинами радиуса закругления носика и сильно вогнутых тонких профилях, когда точка разделения потока лежит на верхней поверхности носика.

Преимущества турбулизатора следующие:

- состояние потока при  $Re=20\,000—40\,000$  уже сверхкритическое;

- можно применять толстый профиль крыла, который дает большую прочность;

- позволяет применять формы крыла, имеющие сужающиеся очертания в плане.

Экспериментальных данных о турбулентности атмосферы почти нет\*. Возможно, что вблизи земли во время ветра турбулентность атмосферы значительна. На высоте нескольких сотен метров, как показали опыты, проведенные в 1938 г., она ничтожна.

Вибрация модели при работе двигателя также может быть источником турбулизации пограничного слоя, но без специальных экспериментов судить об этом трудно.

## Выводы

1. Модель будет затрачивать только тогда минимальную мощность на свой полет, когда состояние потока, обтекающего ее, сверхкритическое.

---

\* По замерам Хорнера (Германия) при порывистом ветре на площадке, окруженной деревьями, для шара  $Re_k=380\,000$ .

Достигнуть сверхкритического состояния можно, правильно выбрав профиль для данного числа  $Re$  и применив искусственную турбулизацию пограничного слоя.

2. Крыло с толстым профилем с большим радиусом передней кромки чувствительно к числу  $Re$  и имеет высокое число  $Re_k$ . Малоизогнутый профиль с острой передней кромкой мало чувствителен к числу  $Re$ .

3. Верхнюю поверхность следует делать не слишком выпуклой, чтобы затянуть срыв, а нижнюю более вогнутой, чтобы создавалась подъемная сила. Таким образом профили получаются выгнутыми.

4. Контур крыла желателен прямоугольный, с незначительными закруглениями. Профильное сопротивление крыла от обтекания его концов докризисным потоком увеличивается больше, чем индуктивное сопротивление уменьшается при сужающихся концах крыла\*.

5. Все сказанное относится к винтам с небольшим числом оборотов, т. е. к винтам резиномоторных моделей.

6. Винт турбулизует поток в области крыла, обдуваемой винтами, и сильно снижает число  $Re_k$ , что улучшает характеристики крыла.

7. В моделях типа «утка» стабилизатор турбулизует поток на значительной части крыла, уменьшая число  $Re_k$ .

### **Наивыгоднейший профиль при данном числе $Re$ . Оптимальное удлинение крыла**

Для снижения с максимальной скоростью наиболее важная величина в профиле отношение  $C_y^3/C_{xp}^2$ , в случае же полета на дальность  $C_y/C_{xp}$ .

На рис. 39 изображены кривые этих величин для ряда профилей при различных углах атаки. При рассмотрении кривых видно, что на малых числах  $Re$  выгодны тонкие профили, на больших — профили с большей относительной толщиной.

---

\* Для моделей, рассчитанных на парение в восходящих потоках, это не совсем справедливо, так как околорезонансное обтекание концов крыла будет способствовать развороту модели в сторону восходящего потока.

Построения, аналогичные рис. 39, были сделаны для многих профилей и относительная толщина, вогнутость и радиус носика, наивыгоднейшие при данном числе  $Re$ , нанесены на сетку рис. 40. Точки легли определенно и через них можно провести линию изменения  $\bar{c}$ ,  $\bar{f}$  и  $\bar{r}$ .

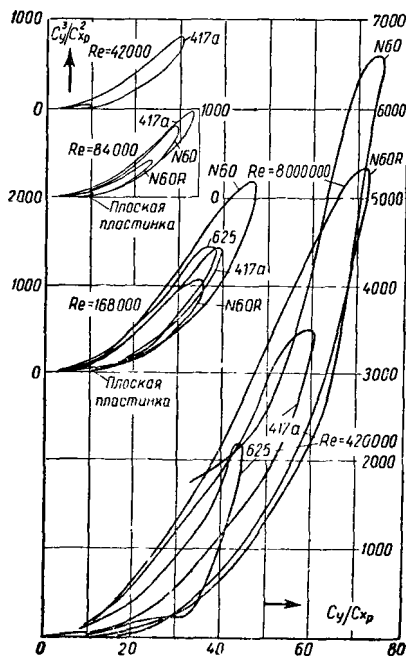


Рис. 39. Построение для выявления наивыгоднейшего профиля на разных  $Re$

Зная число  $Re$  и пользуясь диаграммой рис. 40, можно примерно определить наивыгоднейшие параметры профиля. Однако этот профиль будет наивыгоднейшим только для определенных условий и определенного режима полета, а именно: для планирования с максимальной продолжительностью в спокойном воздухе.

В моторном полете с крутой траекторией набора высоты наивыгоднейшее  $C_{y_{\text{вл.}}}$  обычно значительно меньше наивыгоднейшего  $C_{y_{\text{пл.}}}$  и необходимо на малых  $C_y$  не получить слишком большого сопротивления.

Устойчивость модели в ветер и при болтанке в значительной степени зависит от характера верхушки  $C_v = f(\alpha)$ ,  $C_y = f(C_{xp})$  крыла и от формы кривой  $C_y = f(\alpha)$  стабилизатора.

Поэтому профиль приходится подбирать или проектировать, учитывая все эти требования.

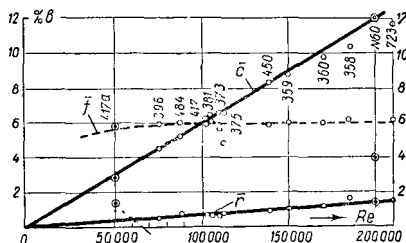


Рис. 40. График приблизительного определения наивыгоднейших параметров профиля в зависимости от  $Re$

Нельзя говорить, что для класса резиномоторных моделей такой-то профиль наивыгоднейший, а тем более неправильно рекомендовать некоторый профиль для всех летающих моделей как лучший. Модели могут иметь различную траекторию моторного полета, рассчитываться на разные атмосферные условия и в каждом случае для них будет существовать свой оптимальный профиль.

С выбором оптимального профиля тесно связан выбор оптимального удлинения крыла. С увеличением удлинения при заданной нагрузке хорда крыла, а с ней и число  $Re$  уменьшаются и  $C_{xp}$  растет, а  $C_{xi}$  падает. Очевидно, существует такое удлинение, когда качество крыла будет максимальным. На рис. 41 даны зависимости изменения вертикальной скорости снижения планеров класса «А-1» и «А-2» от удлинения крыла для профилей № 1 и 2. На графике виден минимум для планера класса «А-1» при  $\lambda \approx 10$  и для планера класса «А-2» при  $\lambda \approx 13 \div 14$ .

Здесь найдено оптимальное удлинение, которое обеспечивает максимальную продолжительность планирования

ния. На удлинение могут сильно влиять и другие условия, в частности устойчивость. В этих случаях его, так же как и профиль, приходится выбирать, чтобы в какой-то мере удовлетворить все эти требования.

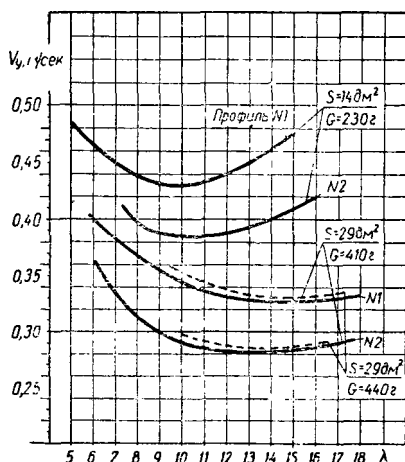


Рис. 41. Зависимость изменения вертикальной скорости снижения планеров классов «А-1» и «А-2» от удлинения крыла.  $C_{x\text{ вр}}=0,005$  (рассчитан авиамоделистом Т. Е. Руденко)

## Глава 3

### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ МОДЕЛИ

#### Расчет коэффициента сопротивления модели

Аэродинамический расчет заключается в том, что находят летные данные и оптимальные характеристики модели. Разберем на примере модели-копии «Я-3» (рис. 42) расчет коэффициента сопротивления, скорости полета модели, вертикальной скорости снижения. Расчет остальных летных свойств разобран в главе 5 после рассмотрения работы винта.

Площадь крыла модели  $S=0,266 \text{ м}^2$ , увеличенного стабилизатора  $S_{г.о}=0,058 \text{ м}^2$ , суммарная  $S_{общ}=S+S_{г.о}=0,266+0,058=0,324 \text{ м}^2$ . Минимальная нагрузка по нормам ФАИ  $p = \frac{G}{S_{общ}} = 1,2 \text{ кг/см}^2$ . Следовательно, минимальный допустимый вес модели:

$$G = p \cdot S_{общ} = 1,2 \cdot 0,324 = 3,99 \text{ кг} \approx 0,4 \text{ кг}.$$

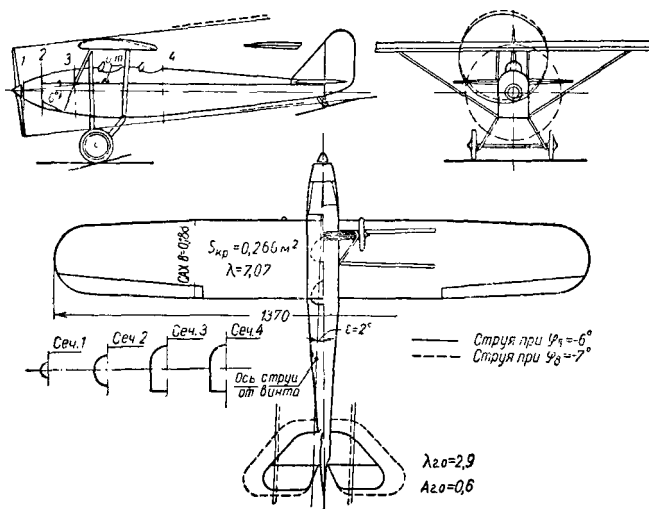


Рис. 42. Модель «Я-3»

Максимальный вес модели, согласно нормам, может достигать:

$$G = p \cdot S_{общ} = 5 \cdot 0,324 = 1,62 \text{ кг}.$$

Будем считать, что модель предназначена для непродолжительных полетов, и примем ее расчетный полетный вес  $G=0,5 \text{ кг}$ .

Удлинение крыла будет равно:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{1,37^2}{0,266} = 7.$$

На крыле модели установлен профиль NASA-6412. Характеристики этого профиля приведены на рис. 8.



Как показывают расчеты и практика, наивыгоднейшие  $C_y$ , на которых балансируют модель, находятся вблизи  $C_{y \text{ макс}}$ . Но слишком близко подходить к  $C_{y \text{ макс}}$  опасно из-за срывов потока на крыле. Принимаем  $C_y = (0,7 \div 0,85) C_{y \text{ макс}} \approx 1$ .

Скорость горизонтального полета будет следующей:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} = 4 \sqrt{\frac{G}{C_y S}} = 4 \sqrt{\frac{0,5}{0,266 \cdot 1}} = 5,5 \text{ м/сек},$$

а число  $Re$  крыла  $Re = 69\,000 \cdot b \cdot V = 69\,000 \cdot 0,2 \cdot 5,5 = 76\,000$ .

В нашем распоряжении продувки профиля NASA-6412 при числе  $Re = 41\,800$  и  $82\,500$  в турбулентном потоке. Для надежности расчета будем пользоваться характеристиками при числе  $Re = 41\,800$ . Кстати, уже при числе  $Re = 41\,800$  обтекание профиля NASA-6412 сверхкритическое.

Подсчитаем добавочное сопротивление от несущих частей модели. Для этого надо иметь площади их поперечных сечений и знать коэффициенты сопротивления. Исключением из этого правила являются удобообтекаемые тела с большой поверхностью и малым миделем (например, оперение, длинные и тонкие фюзеляжи). Для них следует подсчитать поверхность трения и умножить ее на коэффициент трения.

Подсчет добавочного сопротивления удобнее свести в табл. 5.

Таблица 5

Сводка лобовых сопротивлений  
модели «Я- »

Наименование деталей	$f \text{ (м}^2\text{)}$	$C_x$	$fC_x$
Фюзеляж . . . . .	0,0036	0,25	0,0024
Оперение . . . . .	0,058 + + 0,015	0,023	0,00168
Стойки, подкосы . . . . .	0,01	0,4	0,004
Колеса . . . . .	2 \cdot 0,0003	0,5	0,0008

Сумма

$$\Sigma fC_x = 0,00388$$

Здесь взяли  $C_x$  фюзеляжа равным 0,25, чтобы учесть вырезы и козырьки кабины пилота, которые дадут большее дополнительное сопротивление. Как видно из табл. 5, основную долю во вредных сопротивлениях играют многочисленные стойки и подкосы.

Коэффициенты профильного  $C_{xp}$  и индуктивного  $C_{xi}$  сопротивлений отнесены к площади крыла. Поэтому, чтобы найти общее сопротивление, добавочные сопротивления также необходимо отнести к площади крыла:

$$C_{x \text{ доб}} = \frac{\text{Сумма } \Sigma f C_x}{S} = \frac{0,00888}{0,266} = 0,0334.$$

Подсчитаем коэффициент индуктивного сопротивления:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda} = \frac{1^2}{3,14 \cdot 7} = 0,0456.$$

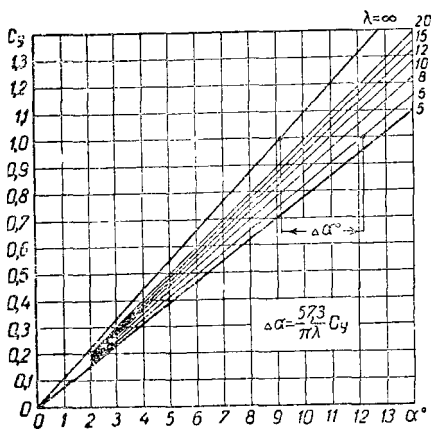


Рис. 43. График для пересчета с одного удлинения на другое

Если продувки профиля сделаны при некотором удлинении, то  $C_{xi}$  можно пересчитать на удлинение модели, используя график рис. 44.

Полное сопротивление модели на выбранном нами режиме полета ( $C_y = 1$ ) получим, просуммировав все сопротивления:

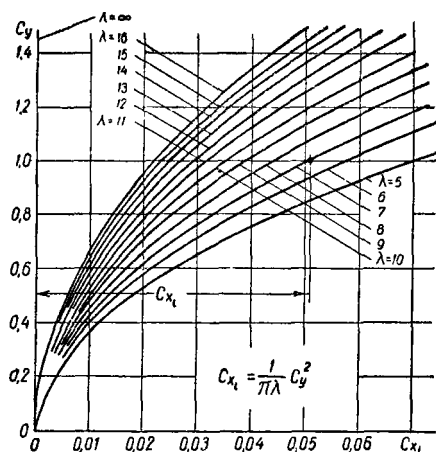


Рис. 44. График изменения коэффициента индуктивного сопротивления крыльев различных удлинений  $\lambda$  при различных значениях  $C_y$

$$C_{x \text{ мод}} = C_{xp} + C_{xi} + C_{x \text{ доб}} = 0,023 + 0,456 + 0,0334 = 0,102.$$

Аэродинамическое качество модели при этом будет равно:

$$K = \frac{C_y}{C_{x \text{ мод}}} = \frac{1}{0,102} = 9,8.$$

При планировании качество несколько хуже благодаря сопротивлению остановленного винта. Принимая сопротивление остановленного винта поршневого мотора равным примерно 4% от сопротивления модели, получим качество планирования:

$$K_{пл} = \frac{K}{1,04} = \frac{9,8}{1,04} = 9,4.$$

Сопротивление винта резиномоторной модели, даже сложенного, из-за больших размеров винта составляет около 10—15% от полного сопротивления.

Более точно коэффициент сопротивления остановленного винта, отнесенный к площади крыла, равняется:

$$C_{xв} = 8,7 \frac{k b_{\text{макс}} D}{S} (0,045 - 0,0005 \varphi^\circ),$$

где  $k$  — число лопастей;  
 $b_{\text{макс}}$  — максимальная ширина лопасти, м;  
 $D$  — диаметр винта, м;  
 $\varphi^\circ$  — угол установки лопасти на радиусе  $0,75 D/2$  в градусах.

Формула применима при  $\varphi = 15 \div 45^\circ$ .

Коэффициент сопротивления сложенного винта резиноторной модели равен:

$$C_{xв} = 1,2 \frac{C_f \cdot S_{\text{лоп}}}{S},$$

где  $C_f$  — коэффициент трения турбулентного пограничного слоя;  
 $S_{\text{лоп}}$  — полная поверхность лопастей. Коэффициент 1,2 учитывает сопротивление формы и втулки.

Вертикальная скорость при планировании будет:

$$V_y = \frac{V}{K} = \frac{5,5}{9,4} = 0,585 \text{ м/сек.}$$

В простейших расчетах этим можно и ограничиться. В более точных и полных расчетах необходимо построить зависимость  $C_y = f(\alpha)$ , полярю модели  $C_y = f(C_x)$  и  $K = f(\alpha)$  или  $K = f(C_y)$ . К их построению сейчас и перейдем.

### Построение поляры модели

Строим зависимость  $C_y = f(\alpha)$  и  $C_y = f(C_x)$ . Так как конечный размах крыла уменьшает наклон  $C_y = f(\alpha)$ , построение выполняем следующим образом.

Задаемся рядом значений  $C_y$  и к соответствующим им значениям  $\alpha$  при  $\lambda = \infty$  добавляем поправку  $\Delta\alpha$  при

переходе от  $\lambda = \infty$  к удлинению модели, а к соответствующим значениям  $C_{xp}$  добавляем  $C_{xi}$  и  $C_{x \text{ вр.}}$ .

$$\alpha = \alpha_{\lambda=\infty} + \Delta\alpha, \quad C_x = C_{xp} + C_{xi} + C_{x \text{ вр.}}$$

Величину  $\Delta\alpha$  следует брать с графика рис. 43, а  $C_{xi}$  — с рис. 44. На обоих рисунках эти величины показаны для  $C_y = 1$  при переходе от  $\lambda = \infty$  к  $\lambda = 7$ . Аналогично осуществляется переход от любого другого удлинения к заданному.

Расчет лучше всего свести в таблицу. Для примера приводится расчетная табл. 6 для полярной резиномоторной модели, изображенной на рис. 106. Профиль ее G-417a,  $\lambda = 9,8$ , число  $Re = 50\,000$ ,  $C_{x \text{ вр.}} = 0,015$ .

Таблица 6

$C_y$	0	0,2	0,4	0,6	0,8	0,9	1	1,05	Примечание
$C_{xp}$	0,047	0,037	0,031	0,027	0,027	0,029	0,043	0,090	С рис. 157
$C_{xi}$	0	0,001	0,004	0,013	0,023	0,028	0,035	0,039	С рис. 44
$C_x$	0,062	0,053	0,051	0,057	0,066	0,072	0,093	0,144	$C_x = C_{xp} + C_{xi} + C_{x \text{ вр.}}$
$\alpha_{\lambda=\infty}$	-2,3	-1,1	0,1	1,6	3,2	4,45	6,1	8,00	С рис. 157
$\Delta\alpha$	0	0,5	0,9	1,1	1,4	1,55	1,7	1,75	С рис. 44
$\alpha$	-2,3	-0,6	1	2,7	4,6	6	7,8	9,75	$\alpha_{\lambda=\infty} + \Delta\alpha$
$K$	0	3,7	6,9	10,5	12,1	12,4	10,8	7,7	$K = C_y/C_x$
$C_y^{3/2}$	—	—	—	0,465	0,717	0,857	1	1,077	Рассчитываем
$\frac{C_x}{C_y^{3/2}}$	—	—	—	0,122	0,093	0,070	0,093	0,122	То же

По результатам расчета строим график  $C_y = f(\alpha)$ ,  $C_y = f(C_{xp})$ ,  $K = f(\alpha)$  и  $C_x/C_y^{3/2} = f(\alpha)$ . Минимум последней кривой определяет угол и  $C_y$ , на которых вертикальная скорость минимальная, а продолжительность полета максимальная.

Расчет несколько упрощается, если  $C_{xp}$  мало меняется по  $C_y$ . Тогда в летном диапазоне углов его значение можно принять постоянным. Так, у профиля НАСА-6412 в диапазоне  $C_y$  от 0,3 до 1,1  $C_{xp}$  меняется от 0,022 до 0,023. Поэтому поляра модели «Я-3» на рис. 45 рассчитана при постоянном  $C_{xp} = 0,023$ .

По поляре или по кривой  $K=f(\alpha)$  легко найти наиболее выгодный угол атаки модели при полете на дальность

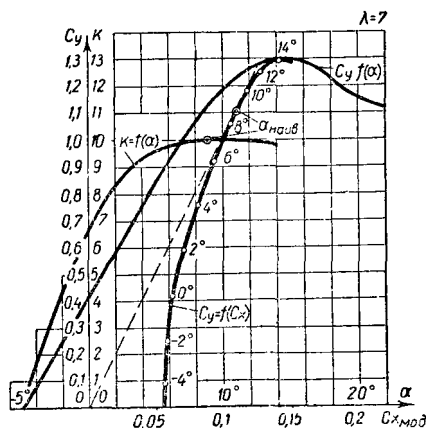


Рис. 45 Зависимость  $C_y = f(\alpha)$ ,  
 $C_y = f(C_x)$  и  $K = f(\alpha)$  модели «Я-3»  
(пример)

(угол максимального качества). Для этого достаточно провести касательную к поляре из начала координат или взять точку максимума кривой  $K=f(\alpha)$ . На рис. 45 максимальное качество будет на  $\alpha = 9^\circ$  при  $C_y = 1,1$ . Однако летать на этом угле опасно из-за близости к  $C_{y\text{ макс}}$ . В предварительном расчете взяли  $C_y = 1$ . Угол атаки при этом  $\alpha = 7^\circ$ . Проигрыш в качестве составляет 0,2, т. е. около 2%. Эта величина практически не повлияет на полет.

## Полет модели

В полете рейсовой модели можно различить три участка: набор высоты, горизонтальный полет, планирование.

Силы, действующие на модель на этих участках, показаны на рис. 46.

Возьмем систему координат, связанную с моделью. Направим ось  $x$  по полету, ось  $y$  — перпендикулярно к

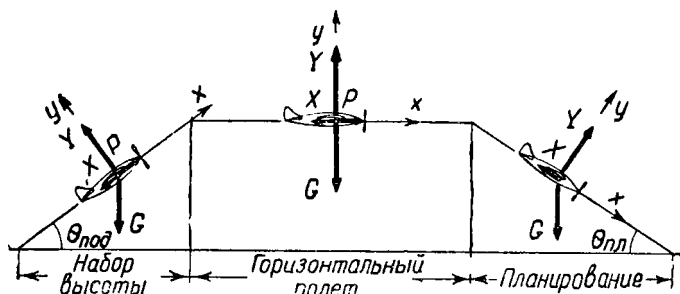


Рис. 46. Равновесие сил, действующих на модель, в различных фазах полета

оси  $x$  и вверх. Спроектируем на эти оси силы. Тогда для участка набора равновесие сил можно записать:

$$\begin{aligned}\Sigma_x \quad P - X - G \sin \theta_{\text{под}} &= 0, \\ \Sigma_y \quad Y - G \cos \theta_{\text{под}} &= 0.\end{aligned}$$

Здесь  $\Sigma$  — сумма проекций сил на соответствующую ось.

Так как считаем, что модель находится в прямолинейном равномерном полете, то сумма проекций сил на любую ось должна быть равна 0.

В горизонтальном полете

$$\begin{aligned}\Sigma_x \quad P - X &= 0, \\ \Sigma_y \quad Y - G &= 0.\end{aligned}$$

Силу, совпадающую с направлением оси, считаем с плюсом «+», в противоположную сторону — с минусом «-».

На планировании

$$\begin{aligned}\Sigma_x \quad -X + G \sin \theta_{\text{пл}} &= 0, \\ \Sigma_y \quad Y - G \cos \theta_{\text{пл}} &= 0.\end{aligned}$$

Вычислим тягу на отдельных участках. На участках подъема  $Y = G \cos \theta_{\text{под}}$ ,  $X = P - G \sin \theta_{\text{под}}$ .

Разделим первое равенство на второе и учтем, что  $\frac{Y}{X} = K$ , тогда

$$P = G \left( \frac{1}{K} \cos \theta_{\text{под}} + \sin \theta_{\text{под}} \right).$$

В горизонтальном полете ( $\theta = 0^\circ$ )  $P = \frac{G}{K}$ . Угол снижения на участке планирования  $\text{tg } \theta_{\text{пл}} = \frac{1}{K}$ .

Мощность, расходуемую моделью на горизонтальный полет, можно подсчитать. Она равняется тяге, умноженной на скорость, и называется потребной мощностью

$N_{\text{потр}} = \frac{P \cdot V}{75}$  л. с. Мощность мотора, умноженная на к.п.д. винта, называется располагаемой мощностью  $N_{\text{расп}} = N_{\text{мот}} \cdot \eta$ . Когда  $N_{\text{расп}} > N_{\text{потр}}$  ( $P > X$ ), модель летит с набором высоты, если же  $N_{\text{расп}} = N_{\text{потр}}$  ( $P = X$ ), то модель летит горизонтально, а при  $N_{\text{расп}} < N_{\text{потр}}$  ( $P < X$ ) модель летит со снижением.

## Глава 4

### ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

В спокойном воздухе модель может лететь горизонтально или с набором высоты только тогда, когда у нее есть движитель. Таким движителем может быть реактивный двигатель или воздушный винт, приводимый во вращение поршневым мотором или резиновым жгутом. И в том и в другом случае тяга создается за счет того, что некоторая масса выхлопных газов или воздуха отбрасывается в сторону, противоположную движению.

При своем движении лопасть воздушного винта описывает в пространстве винтовую линию. В своем поперечном сечении она имеет форму крыльевых профилей. В правильно спроектированном винте все сечения лопасти встречают поток под некоторым наивыгоднейшим углом. При этом на лопасти развивается сила, анало-



гичная аэродинамической силе на крыле. Эта сила, будучи разложенной на две составляющие (в плоскости винта и перпендикулярно плоскости), дает тягу и сопротивление вращению данного элемента лопасти. Просуммировав силы, действующие на все элементы лопастей, получают тягу, развиваемую винтом, и момент, потребный для вращения винта.

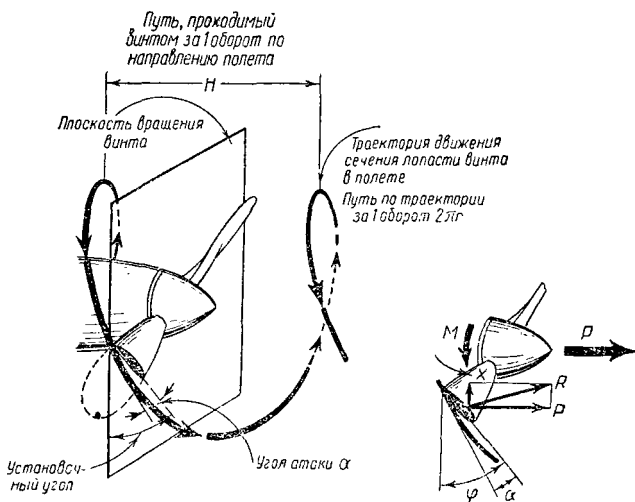


Рис. 47. Работа воздушного винта

Путь, проходимый сечением лопасти по направлению полета за один оборот при  $\alpha=0$ , называется шагом винта и обозначается  $H$ . Отношение  $\frac{H}{D}=h$  (где  $D$ —диаметр винта) называется относительным шагом.

Если  $H$  для всех сечений одно и то же, то винт будет винтом постоянного шага. Такие винты наиболее распространены.

Угол установки лопасти в любом сечении может быть найден из геометрического построения (рис. 47)

$\operatorname{tg} \varphi = \frac{H}{2\pi r} = \frac{h}{\pi}$ . На графике он дается для  $\bar{r}=0,75$ .

Важнейшим критерием работы винта служит величина

$$\lambda = \frac{V}{n_s D},$$

где  $n_s$  — обороты винта, сек.;

$\lambda$  — относительная поступь, или характеристика режима работы винта.

Тягу, развиваемую винтом, можно подсчитать по формуле:

$$P = \alpha_p n_s^2 D^4 \text{ кг},$$

где  $\alpha$  — опытный коэффициент, зависящий от геометрии винта, угла установки лопасти и  $\lambda$ .

Мощность, потребная для вращения винта, определяется выражением  $N = \frac{1}{75} \beta_p n_s^3 D^5 \text{ л. с.}$ , а момент

$M = \frac{1}{2\pi} \beta_p n_s^2 D^5 \text{ кгм.}$  Здесь  $\beta$  — коэффициент мощности, определяемый также опытным путем.

Коэффициент полезного действия винта можно определить из предыдущих формул, как отношение полезной работы винта к затраченной работе, т. е.

$$\begin{aligned} \eta &= \frac{PV}{2\pi M n_s} = \frac{\alpha_p n_s^2 D^4 V \cdot 2\pi}{2\pi \beta_p n_s^2 D^5 n_s} = \\ &= \frac{\alpha}{\beta} \frac{V}{n_s D} = \frac{\alpha}{\beta} \lambda. \end{aligned}$$

Испытания винтов проводят в аэродинамических трубах на специальном винтовом приборе. Замерив тяги и потребляемые мощности, можно для серии винтов данной формы определить опытные коэффициенты  $\alpha$  и  $\beta$ .

Результаты испытаний даются в виде сеток характеристик данной серии винтов, на которые наносят значения  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\eta$  и  $h$  или  $\varphi$  — угол установки лопасти на расстоянии 0,75 ее радиуса.

Чтобы можно было уверенно пользоваться характеристиками винтов, должны соблюдаться или быть доста-

точно близки критерию подобия по числу  $Re$ . Для винтов число  $Re$  равно:

$$Re = \frac{\pi n_s D^3}{\nu} = 0,216 \cdot 10^6 \cdot n_s D^3.$$

В этом разделе приводятся характеристики винтов, часть которых имеет число  $Re$  винтов современных мощных, высокооборотных поршневых авиамodelьных двигателей.

Нужно иметь в виду, что характеристики винта существенно ухудшаются, если за винтом имеется громоздкое тело (фюзеляж). Да и само это тело имеет повышенное сопротивление, так как обдувается потоком от винта, имеющим скорость, значительно превышающую скорость полета.

Для учета влияния фюзеляжа на характеристики винта к.п.д. винта, снятый с сетки характеристик, умножаем на коэффициент

$$K_{\eta\phi} = 0,98 \frac{K_{\phi}}{K_{\phi 0}},$$

где  $K_{\phi}$  снимается с графика рис. 48, полученного экспериментально, в зависимости от отношения  $d_3/D$  модели.

$d_3 = 1,12 \sqrt{f_1}$  — диаметр эквивалентной площади миделя  $f_1$  около винта.

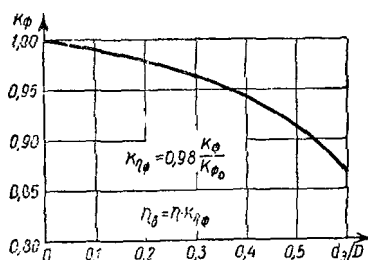


Рис. 48. График поправки к.п.д. винта на влияние фюзеляжа

Рассмотрим на конкретном примере, как в зависимости от заданных условий подобрать винт. Пусть скорость моторного полета модели  $V = 5,5 \text{ м/сек} = 19,8 \text{ км/час}$ .

Максимальная мощность мотора  $N = 0,122 \text{ л. с.}$ , число оборотов  $n = 12750 \text{ об/мин}$ ,  $n_s = 213 \text{ об/сек}$ . Считаем  $K_{\eta\phi} = 1$ .

Зададимся, пользуясь статистикой, тремя диаметрами, близкими к диаметрам, употребляемым на аналогичных моделях с двигателем данной мощности и оборотов:  $D=0,16; 0,2; 0,24$  м.

Подсчитаем коэффициенты мощности (при значении  $\rho = 0,125$ ):

$$\beta = \frac{75N}{\rho n_s^3 D^5} = 0,0718; \quad 0,0235; \quad 0,00942.$$

Определим характеристику режима:

$$\lambda = \frac{V}{n_s D} = 0,161; \quad 0,129; \quad 0,1075$$

Эти три значения наносят на характеристику винтов (см. рис. 54) и через них проводят кривую. В качестве четвертой точки можно использовать точку начала координат. Наиболее распространенные винты, используемые в настоящее время, близки к винту, характеристики которого изображены на рис. 54. Ими и воспользуемся.

Кривая коснулась линии  $\eta=0,4$  около диаметра  $D=0,2$  м. Относительный шаг в той точке  $h=0,40$ .

Тягу винта, зная к.п.д., проще всего подсчитать по формуле:

$$P = \frac{75N \eta}{V} = \frac{75 \cdot 0,122 \cdot 0,4}{5,5} = 0,665 \text{ кг}$$

К.п.д. винта получился очень низкий. Фактически половина мощности мотора тратится на бесполезные потери. На малых скоростях при высокооборотном моторе низкий к.п.д. — обычное явление. Причина этого прежде всего в низких значениях  $\lambda$  на малых скоростях и высоких оборотах, которые уводят далеко от области максимальных к.п.д. На больших скоростях, порядка скоростей кордовых моделей, попасть в область максимальных к.п.д. вполне возможно и винты на скоростных кордовых моделях могут иметь к.п.д. 0,70—0,75 и даже выше.

Подобная же проблема существовала и в большой авиации, когда стремление повысить мощность двигателей привело к быстрому росту их оборотов. Решена она была, когда ввели в конструкцию мотора редуктор, понижающий число оборотов на валу винта.

Посмотрим, как улучшится к.п.д., если бы редуктор понизил число оборотов втрое. Коэффициент мощности и характеристики режима на диаметрах  $D=0,26$ ;  $0,3$ ;  $0,34$  были бы равны  $\beta=0,171$ ;  $0,084$ ;  $0,046$ ,  $\lambda=0,298$ ;  $0,258$ ;  $0,228$ . Построив кривую, получим  $\eta=0,5$ ,  $D=0,3$ ,  $h=0,64$ . Тяга получается  $P = \frac{75N\eta}{V} = 0,83 \text{ кг}$ , т. е. она

возросла на 25%. Если тяга возрастает, то это приводит к улучшению летных свойств модели, например максимальной высоты полета при ограниченной работе мотора, скорости и т. п. Увеличивая степень редукции, можно достигнуть и перейти область максимальных к.п.д. Следовательно, для каждой скорости полета существует наилучшая степень редукции. Определить ее можно, задавшись  $\lambda$  и  $\beta$  в области максимальных к.п.д. и подсчитав по равенствам для  $\beta$  и  $\lambda$  потребный диаметр винта и число оборотов.

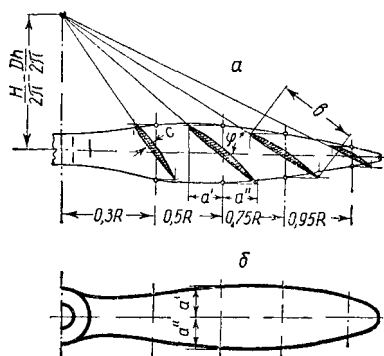


Рис. 49. Графический способ построения шаблонов лопасти винта постоянного шага:

$a$  — вид лопасти сбоку;  $b$  — вид лопасти сверху

В предыдущем расчете взяли точку на внешней характеристике\*, соответствующую максимальной мощно-

\* Внешней характеристикой двигателя называется зависимость мощности двигателя от оборотов (рис. 163—165).

сти мотора. В некоторых случаях бывает целесообразно заставить мотор работать на меньших оборотах на неполной мощности, лишь бы понизить число оборотов и тем самым повысить к.п.д. винта.

Способ вычерчивания заготовки рассчитанного винта изображен на рис. 49.

Зная геометрические размеры лопасти  $b=f(r)$ ,  $\bar{c}=f(r)$ ,  $D$ , относительный шаг  $h$  или угол установки лопасти  $\varphi$  на радиусе  $\bar{r}=0,75$ , геометрическим построением можно вычертить шаблоны заготовки винта и по ним изготовить винт. Шаг винта вдоль всей лопасти обычно принимается постоянным.

К.п.д. винта можно существенно улучшить, правильно подобрав семейство винтов. Не вдаваясь в подробности, можно сказать, что чем меньше величина покрытия винта  $\sigma = \frac{kb_{\text{макс}}}{D} = k\bar{b}_{\text{макс}}$  (где  $k$  — число ло-

пастей,  $b_{\text{макс}}$  — максимальная ширина лопасти), тем более высокий к.п.д. винта можно получить. Беспредельному уменьшению покрытия препятствует прочность лопасти. Многолопастные винты невыгодны, так как они понижают к.п.д.

Если у моделиста имеются характеристики разных винтов, то он выбирает тот винт, где к.п.д. максимален.

Иногда моделиста могут не удовлетворять винты с существующими покрытиями. Приводим простой метод пересчета винта с одного покрытия на другое. Ширина лопасти изменяется пропорционально самой себе. Наибольшую точность метод дает, когда коэффициент мощности, характеристика режима и покрытие меняются в

диапазоне  $\lambda \geq 0,5 \lambda_{\eta \text{ макс}}$ ,  $\beta \leq 0,3$  и  $0,7 < \frac{\sigma}{\sigma_{\text{и}}} < 1,4$ , где

$\sigma_{\text{и}}$  — покрытие исходного винта (индексом «и» отмечены величины, относящиеся к исходному винту). Величину  $\frac{\sigma}{\sigma_{\text{и}}}$  удобнее обозначить как  $\bar{\sigma}$  (относительное изменение покрытия).

Если имеются характеристики некоторого винта и хотят использовать геометрически подобный винт, но с покрытием  $\sigma$ , то для нового винта подсчитывают  $\lambda$  и  $\beta$ . Надо найти  $\eta$  и  $\varphi$  нового винта.

Чтобы можно было пользоваться старыми характеристиками, подсчитывают величины  $\lambda_n = \lambda \left( 1 + \frac{\bar{\sigma} - 1}{\bar{\sigma}} \frac{\beta}{m} \right)$ ;  $\beta_n = \bar{\sigma} \beta$ .

$m$  находят по графику (рис. 50) в зависимости от  $\lambda$ . Найденные значения наносят на сетку характеристик исходного винта и оттуда снимают  $\varphi$  или  $h$  лопасти (уже

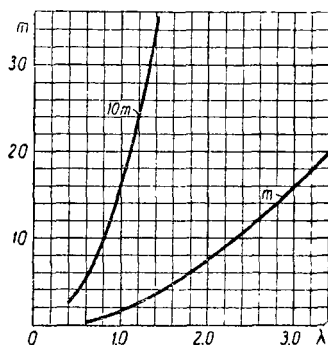


Рис. 50. График для определения  $m$  по  $\lambda$

для нового винта) и  $\eta_n$ . К.п.д. нового винта определяют по формуле:

$$\eta = \eta_n \left( 1 - \frac{\bar{\sigma} - 1}{\bar{\sigma}} \frac{\beta}{m} \right).$$

Подсчет делают, как и раньше, для ряда диаметров, чтобы выбрать наилучший.

Для быстрых подсчетов построен график (рис. 51), где по  $\beta$ ,  $\sigma$  и  $\lambda$  сразу можно найти  $\varphi$  и коэффициент тяги винта  $\alpha = \alpha_0 \frac{\beta}{\beta_0}$ . По графику можно подобрать наилучшее покрытие и диаметр винта при данных  $N$ ,  $n_s$ ,  $V$ . График построен для нормальных винтов, когда максимальная ширина примерно в середине лопасти и форма лопасти близка к овальной. Изменение формы лопасти может повести к существенным ошибкам. Так, уширение конца лопасти равносильно увеличению

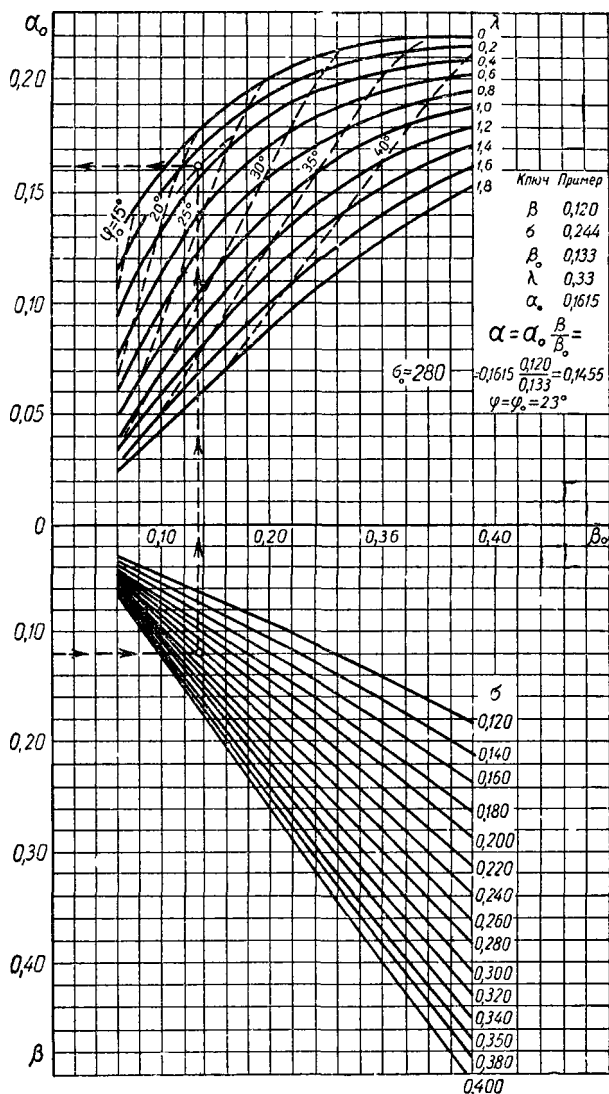


Рис. 51. График определения коэффициента  $\alpha$



фактического покрытия, уменьшение ширины конца лопасти — снижению действительного покрытия. Этим можно до некоторой степени пользоваться, чтобы уменьшить покрытие и сохранить достаточную прочность.

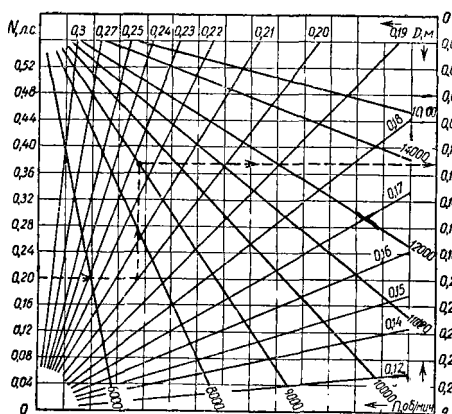


Рис. 52. Номограмма для определения величины  $\beta$ , необходимой в расчетах винтов

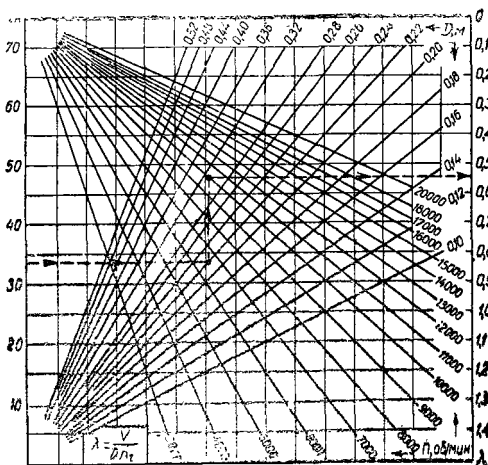


Рис. 53. Номограмма для определения характеристики режима работы винта  $\lambda$

Таблица

$D, м$	$D^4$	$D^5$	$D, м$
0,12	$2,07 \cdot 10^{-4}$	$2,48 \cdot 10^{-5}$	0,27
0,13	$2,86 \cdot 10^{-4}$	$3,71 \cdot 10^{-5}$	0,28
0,14	$3,84 \cdot 10^{-4}$	$5,38 \cdot 10^{-5}$	0,29
0,15	$5,06 \cdot 10^{-4}$	$7,59 \cdot 10^{-5}$	0,30
0,16	$6,55 \cdot 10^{-4}$	$10,5 \cdot 10^{-5}$	0,32
0,17	$8,35 \cdot 10^{-4}$	$14,2 \cdot 10^{-5}$	0,34
0,18	$10,5 \cdot 10^{-4}$	$18,9 \cdot 10^{-5}$	0,36
0,19	$13,0 \cdot 10^{-4}$	$24,8 \cdot 10^{-5}$	0,38
0,20	$16,0 \cdot 10^{-4}$	$32,0 \cdot 10^{-5}$	0,40
0,21	$19,4 \cdot 10^{-4}$	$40,8 \cdot 10^{-5}$	0,42
0,22	$23,4 \cdot 10^{-4}$	$51,5 \cdot 10^{-5}$	0,44
0,23	$28,0 \cdot 10^{-4}$	$64,5 \cdot 10^{-5}$	0,46
0,24	$39,1 \cdot 10^{-4}$	$79,6 \cdot 10^{-5}$	0,48
0,25	$39,1 \cdot 10^{-4}$	$97,6 \cdot 10^{-5}$	0,50
0,26	$45,6 \cdot 10^{-4}$	$119 \cdot 10^{-5}$	0,52

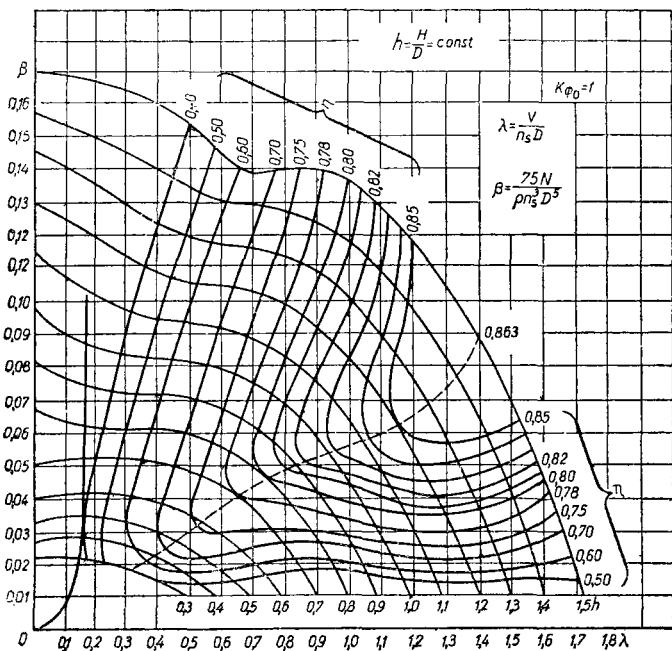
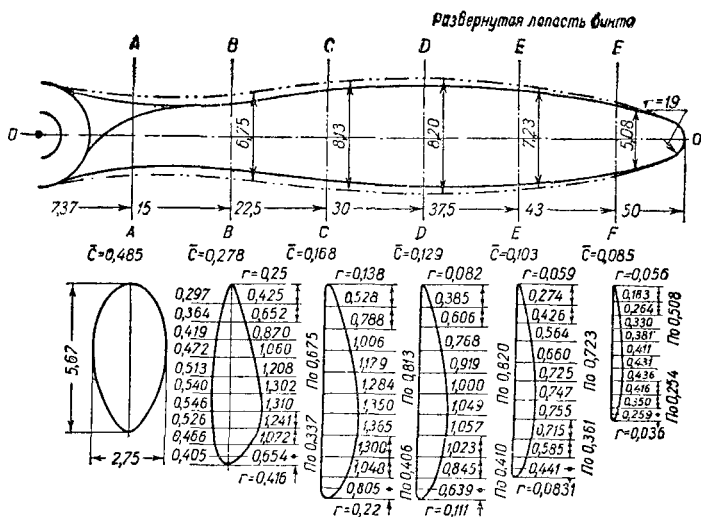
Таблица 7

для расчетов винтов

$D^1$	$D^5$	$D, \text{м}$	$D^4$	$D^3$
$53,1 \cdot 10^{-4}$	$143 \cdot 10^{-5}$	0,54	$85,0 \cdot 10^{-3}$	$459 \cdot 10^{-4}$
$61,5 \cdot 10^{-4}$	$172 \cdot 10^{-5}$	0,56	$98,3 \cdot 10^{-3}$	$551 \cdot 10^{-4}$
$70,7 \cdot 10^{-4}$	$205 \cdot 10^{-5}$	0,58	$113 \cdot 10^{-3}$	$656 \cdot 10^{-4}$
$81 \cdot 10^{-4}$	$243 \cdot 10^{-5}$	0,60	$129 \cdot 10^{-3}$	$778 \cdot 10^{-4}$
$10,5 \cdot 10^{-3}$	$33,6 \cdot 10^{-4}$	0,62	$14,8 \cdot 10^{-2}$	$91,6 \cdot 10^{-3}$
$1,34 \cdot 10^{-3}$	$45,4 \cdot 10^{-4}$	0,64	$16,8 \cdot 10^{-2}$	$107 \cdot 10^{-3}$
$1,68 \cdot 10^{-3}$	$60,5 \cdot 10^{-4}$	0,66	$19,0 \cdot 10^{-2}$	$125 \cdot 10^{-3}$
$2,08 \cdot 10^{-3}$	$79,2 \cdot 10^{-4}$	0,68	$21,4 \cdot 10^{-2}$	$145 \cdot 10^{-3}$
$2,56 \cdot 10^{-3}$	$102 \cdot 10^{-4}$	0,70	$24,0 \cdot 10^{-2}$	$168 \cdot 10^{-3}$
$3,11 \cdot 10^{-3}$	$131 \cdot 10^{-4}$	0,72	$26,9 \cdot 10^{-2}$	$193 \cdot 10^{-3}$
$3,75 \cdot 10^{-3}$	$165 \cdot 10^{-4}$	0,74	$30,0 \cdot 10^{-2}$	$222 \cdot 10^{-3}$
$4,48 \cdot 10^{-3}$	$206 \cdot 10^{-4}$	0,76	$33,4 \cdot 10^{-2}$	$253 \cdot 10^{-3}$
$5,31 \cdot 10^{-3}$	$255 \cdot 10^{-4}$	0,78	$37,0 \cdot 10^{-2}$	$289 \cdot 10^{-3}$
$62,5 \cdot 10^{-3}$	$312 \cdot 10^{-4}$	0,80	$41,0 \cdot 10^{-2}$	$328 \cdot 10^{-3}$
$73,1 \cdot 10^{-3}$	$380 \cdot 10^{-4}$			

Данные для расчета винтов

$n_s$ , об/сек	$n_s^2$	$n_s$	$n_s$ , об/мин	$n_s$ , об/сек	$n_s^2$	$n_s^2$	$n_s$ , об/мин	$n_s$ , об/сек	$n_s^2$	$n_s^3$
5	25	125	3000	50	$2,5 \cdot 10^3$	$1,25 \cdot 10^5$	11 000	183	$33,5 \cdot 10^3$	$61,3 \cdot 10^5$
6	36	216	3500	58,4	$3,41 \cdot 10^3$	$1,99 \cdot 10^5$	11 500	192	$36,9 \cdot 10^3$	$70,8 \cdot 10^5$
7	49	343	4000	66,7	$4,45 \cdot 10^3$	$2,97 \cdot 10^5$	12 000	200	$40 \cdot 10^3$	$80 \cdot 10^5$
8	64	512	4500	75	$5,62 \cdot 10^3$	$4,22 \cdot 10^5$	12 500	208	$43,3 \cdot 10^3$	$90 \cdot 10^5$
9	81	729	5000	83,4	$6,96 \cdot 10^3$	$5,80 \cdot 10^5$	13 000	217	$47,1 \cdot 10^3$	$102 \cdot 10^5$
10	100	1000	5500	91,7	$8,41 \cdot 10^3$	$7,71 \cdot 10^5$	13 500	225	$50,6 \cdot 10^3$	$114 \cdot 10^5$
11	121	1331	6000	100	$10 \cdot 10^3$	$10 \cdot 10^5$	14 000	234	$54,8 \cdot 10^3$	$128 \cdot 10^5$
12	144	1728	6500	108	$11,7 \cdot 10^3$	$12,6 \cdot 10^5$	14 500	242	$58,6 \cdot 10^3$	$142 \cdot 10^5$
13	169	2197	7000	117	$13,7 \cdot 10^3$	$16 \cdot 10^5$	15 000	250	$62,5 \cdot 10^3$	$156 \cdot 10^5$
14	196	2744	7500	125	$15,6 \cdot 10^3$	$19,5 \cdot 10^5$	15 500	258	$66,6 \cdot 10^3$	$172 \cdot 10^5$
15	225	3375	8000	133	$17,7 \cdot 10^3$	$23,5 \cdot 10^5$	16 000	267	$71,3 \cdot 10^3$	$190 \cdot 10^5$
16	256	4096	8500	142	$20,2 \cdot 10^3$	$28,6 \cdot 10^5$	16 500	275	$75,6 \cdot 10^3$	$208 \cdot 10^5$
17	289	4913	9000	150	$22,5 \cdot 10^3$	$33,7 \cdot 10^5$	17 000	284	$80,7 \cdot 10^3$	$229 \cdot 10^5$
18	324	5832	9500	158	$25,0 \cdot 10^3$	$39,4 \cdot 10^5$	18 000	300	$90 \cdot 10^3$	$270 \cdot 10^5$
19	361	6859	10 000	167	$27,9 \cdot 10^3$	$46,6 \cdot 10^5$	19 000	317	$100 \cdot 10^3$	$319 \cdot 10^5$
20	400	8000	10 500	175	$30,6 \cdot 10^3$	$53,6 \cdot 10^5$	20 000	334	$111 \cdot 10^3$	$373 \cdot 10^5$



**Рис. 54.** Характеристики английского винта (на графике нанесена кривая для подбора диаметра винта, рассчитанная в примере на стр. 75)

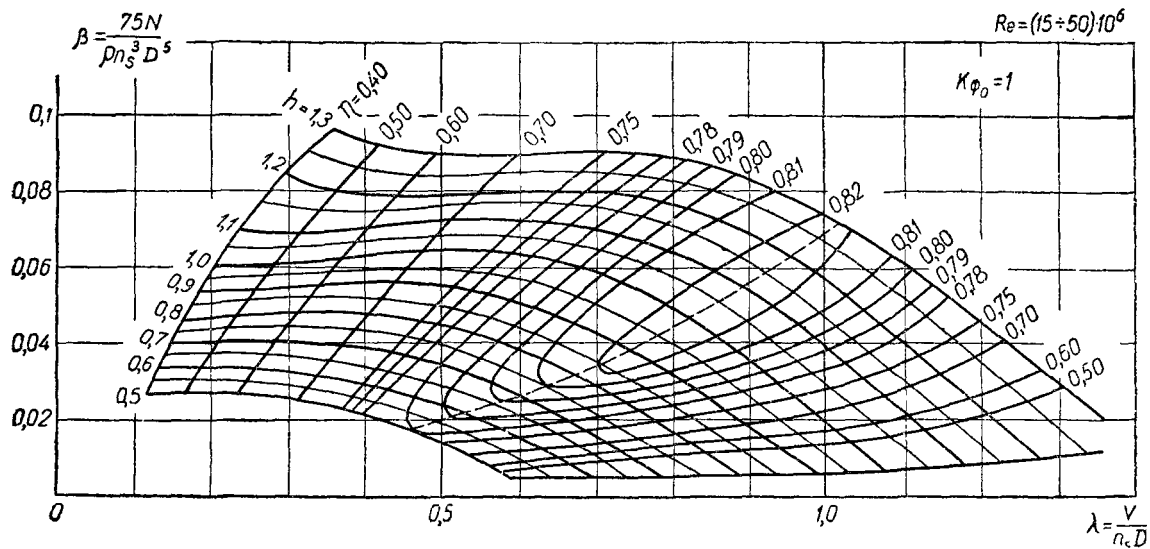


Рис. 55. Характеристики винта СДВ-1

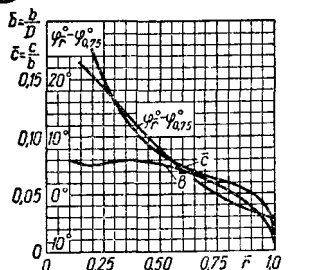
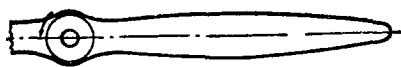


Таблица координат профиля ВС-2 при  $\bar{c}=0,1$

$\bar{x}$	0	0,05	0,10	0,30	0,50	0,70	1,00
$y_0/c$	0	0,304	0,462	0,726	0,708	0,528	0
$y_1/c$	0	0,167	0,219	0,275	0,288	0,154	0

Рис. 56. Геометрические данные лопасти винта СДВ-1

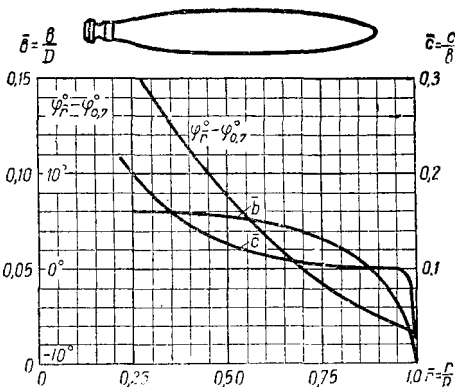


Рис. 57. Геометрические характеристики лопасти винтов DVL-1vF (профиль двояковыпуклый несимметричный)

К.п.д. винта в основном возрастает не за счет уменьшения покрытия, а главным образом за счет увеличения диаметра винта. Малое покрытие позволяет тратить на вращение увеличенного винта ту же мощность. Уменьшение покрытия может отрицательно повлиять на тихоходные модели. Для таких моделей при определенных условиях тягу можно улучшить, увеличив диаметр за счет уменьшения шага. У скоростных моделей выигрыш к.п.д. винта невелик, хотя в условиях соревнований может иметь решающее значение.

На рис. 52—62 и в табл. 7 и 8 приводятся материалы, необходимые для подбора и расчета винтов.

Сопоставление характеристик винтов между собой позволяет наглядно проследить, как влияет ширина лопасти на мощность и тягу винта. Расчеты по характеристикам винтов английского, СДВ-1, DVL-1vF хорошо совпадают с летными испытаниями моделей с поршневыми двигателями. Характеристиками винтов ЗСМВ-2 и Ратье для резиномоторных моделей надо пользоваться осторожно, так как лопасть винта резиномоторной модели может иметь докризисное обтекание. Кроме того, профиль этих винтов совершенно не такой, какой применяется в настоящее время для винтов резиномоторных моделей.

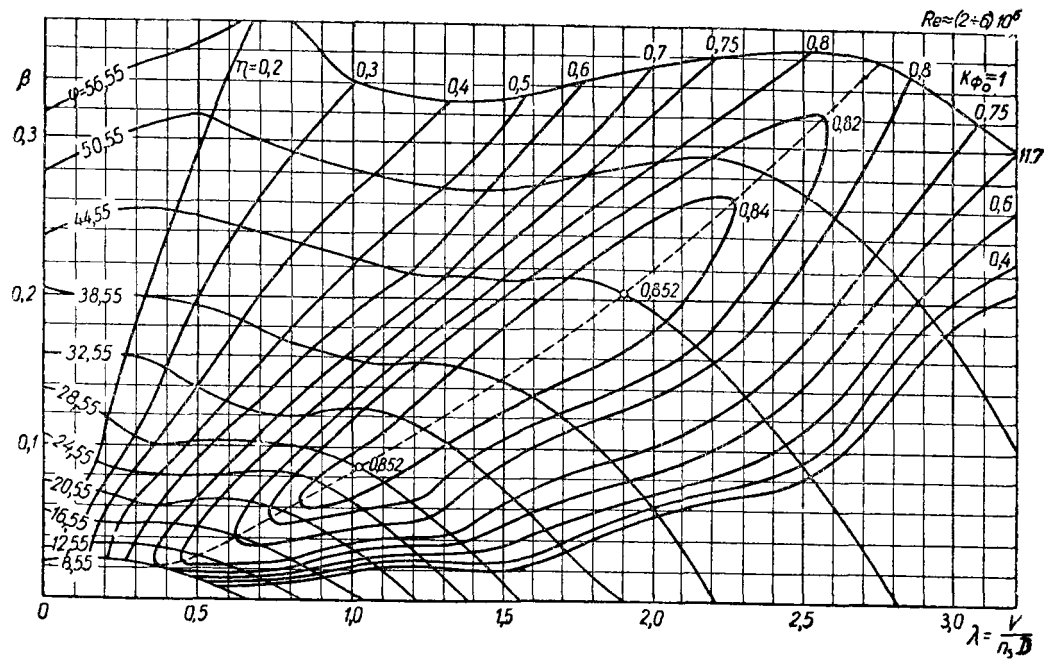


Рис. 58. Характеристики серии двухлопастных винтов DVL-1vF



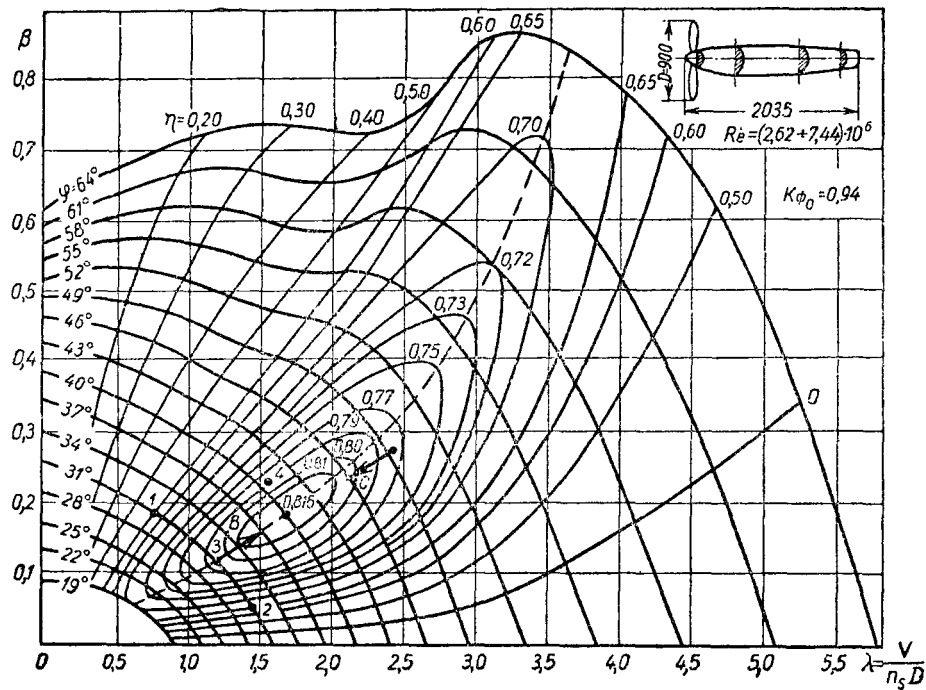


Рис. 59. Характеристики серии винтов ЗСМВ-2 с фюзеляжем

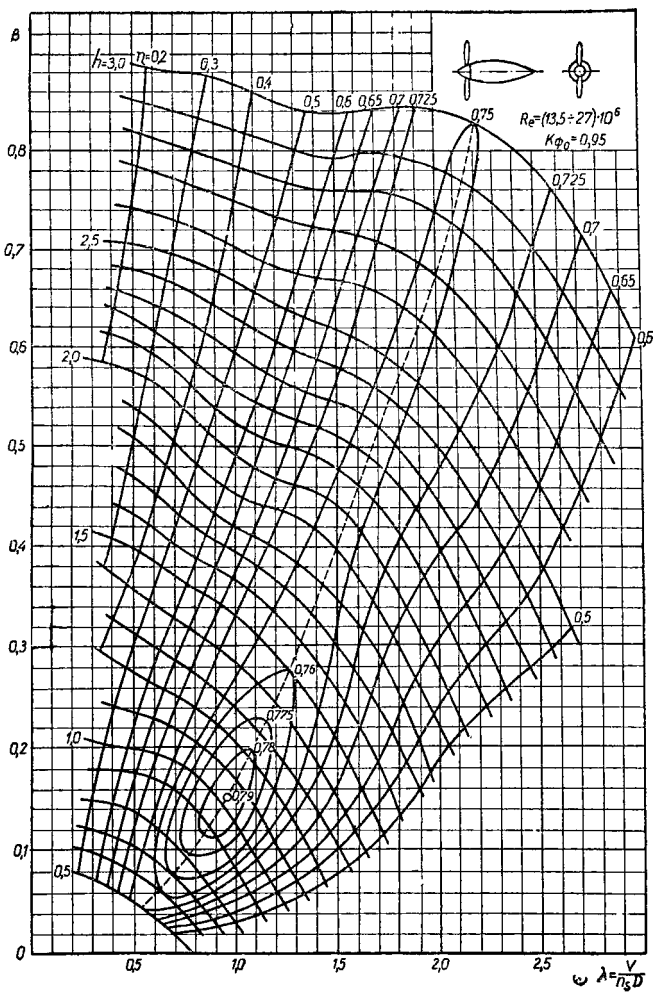


Рис. 60. Характеристики винта Ратье

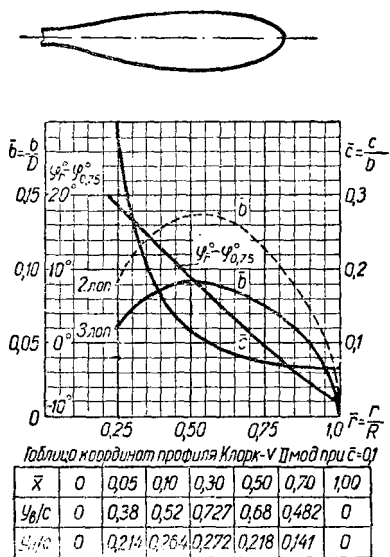


Рис. 61. Геометрические данные лопасти винта ЗСМВ-2

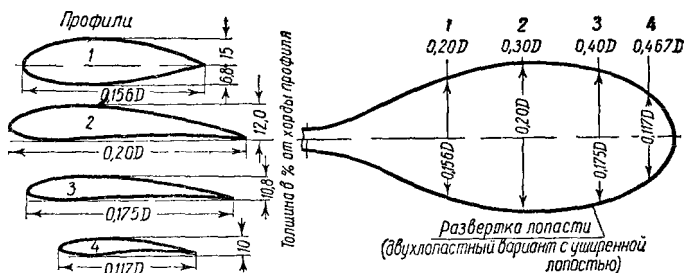


Рис. 62. Геометрические данные винта Ратье

## Глава 5

### РАСЧЕТЫ ОСНОВНЫХ ЛЕТНЫХ СВОЙСТВ МОДЕЛЕЙ

#### Расчет дальности и продолжительности

Полет моделей, не оборудованных специальными устройствами, неуправляем. Под действием случайных причин модель, отрегулированная на строго прямолинейный полет, может отклоняться от заданного направления. Поэтому говорить о дальности полета, как расстоянии между точками взлета и посадки, нельзя. Получаем для модели лишь длину траектории ее пути. Придать устойчивость направлению пути модели можно введением механизмов, выполняющих работу автопилотов. Основаны они могут быть на гироскопическом или магнитном эффекте. Тогда дальность полета будет соответствовать дальности полета по траектории.

Без учета участка планирования дальность и время моторного полета рассчитывают по формулам:

$$L = 3,6 \frac{G_T}{q_{\text{ч}}} V \text{ км}; \quad t = \frac{G_T}{q_{\text{ч}}} \text{ час},$$

где  $G_T$  — количество топлива,  $\text{см}^3$ ;  
 $q_{\text{ч}}$  — часовой расход топлива,  $\text{см}^3/\text{час}$ ;  
 $V$  — скорость полета,  $\text{м}/\text{час}$ .

Часовой расход топлива берется для тех оборотов, на которых работает двигатель с данным винтом.

Рассмотрим случай, когда модель оборудована ограничителем высоты:

1) Ограничитель действует на дроссельную заслонку двигателя.

Потребная мощность для полета модели равна:

$$N_{\text{потр}} = \frac{PV}{75} \text{ л. с.},$$

где  $P$  — тяга винта,  $\text{кг}$ ;

$V$  — скорость полета,  $\text{м}/\text{сек}$ ;

75 — коэффициент, переводящий  $\text{кгм}$  в  $\text{л. с.}$

Для горизонтального полета тяга винта равна  $P = \frac{G}{K}$ ,

т. е. весу, деленному на качество, а скорость полета с поднятием на высоту, при неизменной регулировке, меняется как

$$V = \frac{V_0}{\sqrt{\Delta}}.$$

Скорость и качество, как известно, выражаются

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} = 4 \sqrt{\frac{p}{C_y}}; \quad K = \frac{C_y}{C_x}.$$

Подставим все эти величины в  $N_{\text{потр.}}$ .

Полезная или располагаемая мощность, даваемая системой мотор — винт, равна  $N_{\text{расп}} = N_b \eta$ . В горизонтальном установившемся полете потребная и располагаемая мощности равны. Следовательно, мощность, которую должен развить мотор, можно записать так:

$$N_n = \frac{\sqrt{2}}{75} \cdot \frac{G}{\eta} \cdot \frac{\sqrt{p}}{V_{\rho n}} \cdot \frac{C_x}{C_y^{3/2}}.$$

Зная высоту, на которой будет проходить полет, можно вычислить  $N_n$ . Значением высоты можно задаться. Передаточное отношение от ограничителя к заслонке подбирают таким, чтобы обеспечить требуемую величину закрытия заслонки (снижение  $N$  до  $N_n$ ) на заданной высоте. По  $N_n$ , имея внешнюю характеристику двигателя, можно найти обороты, по кривой расхода — снять величину часового расхода топлива, подсчитать дальность и продолжительность. С меньшей точностью часовой расход определяют по формуле  $q_n = C_e N_n$ , где  $C_e$  — удельный расход топлива (кг/л.с. в час).

Так как прикрытие заслонки приводит к уменьшению оборотов и расхода горючего, то дальность и продолжительность полета увеличиваются.

Величины  $C_x$  снимают с поляры для  $C_y$ , на котором сбалансирована модель.

2) Ограничитель действует на руль высоты.

Обороты двигателя и расход топлива практически не меняются. Изменяется скорость полета, так как модель балансируется на меньших  $C_y$ . Эта скорость почти совпадает с  $V_{\text{макс}}$  полета (см. расчет на стр. 94).

Часовой расход топлива будет  $q_n = C_e N_0$ , а километровый  $q_k = \frac{q_n}{V_{\text{макс}}} \text{ кг/км.}$

## Расчет максимальной высоты полета

На подъем идет часть мощности мотора:

$$\Delta N = N_{\text{расп}} - N_{\text{потр}} = A \eta N_0 - \frac{G V_0}{75 K \sqrt{\Delta}} \text{ л.с.},$$

где  $A$  — коэффициент, учитывающий падение мощности с поднятием на высоту (табл. 1);

$N_0$  — мощность двигателя на земле.

С другой стороны, мощность, затрачиваемая на перемещение модели, как и любого тела, равна произведению скорости на силу:

$$\Delta N = \frac{1}{75} V_{\text{yn}} \cdot G \text{ л.с.},$$

где  $V_{\text{yn}}$  — вертикальная скорость на высоте, м/сек.

Приравниваем оба равенства. Скорость на земле  $V_0$  заменим через известное нам выражение (см. стр. 91).

Тогда после несложных преобразований будем иметь:

$$\frac{1}{A \sqrt{\Delta}} = \frac{1}{\sqrt{\rho}} \cdot \frac{C_y^{3/2}}{C_x} \left( 18,75 \frac{N_0 \eta}{G} - 0,25 \frac{V_{\text{yn}}}{A} \right).$$

В левую часть вынесены члены, зависящие от высоты. Правая часть от высоты почти не зависит, так как второй член обычно мал по сравнению с первым. На максимальной высоте вся мощность тратится на горизонтальный полет и  $V_{\text{yn}} = 0$ . Такая высота называется теоретическим потолком модели. Но достигнуть своего теоретического потолка модель не может. Для этого ей потребуется очень большое время. За практический потолок модели принимается высота, при которой вертикальная скорость становится равной  $V_{\text{yn}} = 0,5 \text{ м/сек.}$  Подставим это значение в нашу формулу и для удобства обозначим левую часть через  $f(H)$ :

$$f(H) = \frac{1}{\sqrt{\rho}} \cdot \frac{C_y^{3/2}}{C_x} \left( 18,75 \frac{N_0 \eta}{G} - \frac{0,125}{A} \right).$$

График зависимости функции  $f(H)$  дается на рис. 63.

Величину коэффициента  $A$  следует назначать по ожидаемой высоте, взятой по статистике.

Время набора высоты можно подсчитать следующим образом.

Разбивают практический потолок на участки по  $\Delta H = 1000$  м. Подсчитывают избыток мощности на каждом участке:

$$\Delta N = N_{\text{расп}} - N_{\text{потр}} = A \eta N_0 - \frac{GV_0}{75K \sqrt{\Delta}}$$

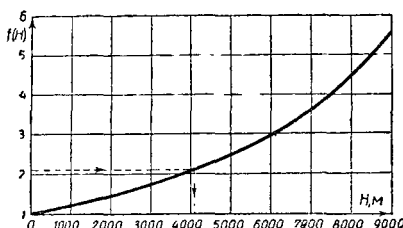


Рис. 63. График зависимости функции  $f(H)$  от высоты

(где  $A$  и  $\sqrt{\Delta}$  берутся для середины участка) и вертикальную скорость набора:

$$V_y = \frac{75 \Delta N}{G} \text{ м/сек.}$$

Время набора на отдельных участках будет:

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{60V_y} \text{ мин.}$$

Общее время будет равно сумме времени отдельных участков  $t = \sum \Delta t$  мин.

Пример.

Пусть модель имеет данные  $N = 0,1$  л. с.,  $\eta = 0,5$ ,  $G = 1,5$  кг,  $p = 2,0$  кг/м<sup>2</sup>,  $C_y = 0,8$ ,  $C_x = 0,1$ .

По статистике высота полета должна быть около  $H = 4000$  м,  $A = 0,598$ .

$$f(H) = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \frac{0,8^{3/2}}{0,1} \left( 18,75 \frac{0,1 \cdot 0,5}{1,5} - \frac{0,125}{0,598} \right) = 2,115.$$

По графику находим  $H = 4100$  м.

При разнице высот более чем в 500 м расчет повторяют, принимая полученную высоту за исходную.

## Расчет моделей свободного полета с реактивными двигателями

Дальность и продолжительность могут быть рассчитаны по обычным формулам:

$$L = \frac{G_T}{q_k}, \quad t = \frac{G}{q_k}, \quad q_k = C_p P, \quad q_k = \frac{q_k}{V},$$

где  $P$  — тяга двигателя, кг;

$C_p$  — удельный расход двигателем топлива на 1 кг тяги в час.

Практический потолок модели можно определить по той же формуле, что и для моделей с поршневыми двигателями. Нужно только предварительно тягу реактивного двигателя перевести в мощность  $N_0 = \frac{P_0 \cdot V_0}{75}$  л. с.

В своих расчетах в первом приближении везде принимаем, что тяга по скорости остается постоянной и что закон падения тяги с поднятием на высоту реактивного двигателя такой же, как и для поршневого.

Расчет вертикальных скоростей и времени подъема на высоту аналогичен расчету моделей с поршневыми двигателями. Рассчитаем максимальную скорость полета. Имеем

$$P = X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Отсюда

$$V_{\max} = 14,4 \sqrt{\frac{P}{C_x S}} \text{ км/час.}$$

### Расчет максимальной скорости моделей свободного полета с поршневыми двигателями

При полете на максимальной скорости вся тяга идет на преодоление сопротивления воздуха:

$$P = X, \quad C_x \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{75 N \eta}{V}.$$

Находим скорость:

$$V_{\max} = 3,6 \sqrt[3]{\frac{150 N \eta}{C_x \rho S}} = 38,2 \sqrt[3]{\frac{N \eta}{C_x S}} \text{ км/час.}$$



Зная примерно по статистике ожидаемую скорость, подсчитываем предварительно коэффициент подъемной силы:

$$C_y = \frac{2G}{\rho S V^2} = 16 \frac{\rho}{V^2}$$

и по поляре находим коэффициент сопротивления  $C_x$ , который и подставляем в формулу  $V_{\text{макс}}$ .

### Определение максимальной скорости полета кордовой модели

При расчете поляры кордовой модели необходимо учитывать сопротивление корда. Сопротивление корда составляет значительную величину и сильно снижает скорость модели. Покажем, как его подсчитать (рис. 64).

Выделяем участок корда  $\Delta r$  на расстоянии от оси

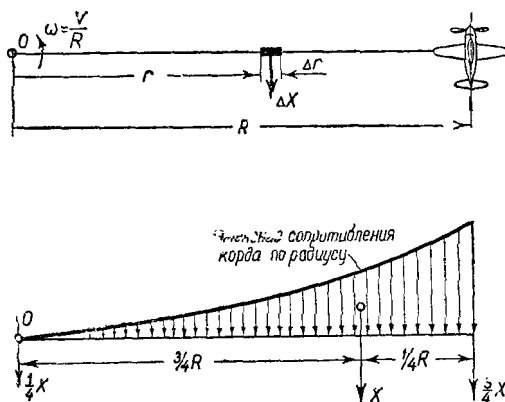


Рис. 64. Расчет сопротивления корда

вращения  $r$ . Сопротивление этого участка корда будет равно:

$$\Delta X = C_x \frac{\rho V_r^2}{2} d \cdot \Delta x = C_x \frac{\rho \omega^2}{2} d \cdot r^2 \Delta r.$$

Здесь  $V_r$  — скорость по окружности выделенного элемента корда  $V_r = \omega r$  (где  $\omega$  — угловая скорость вращения корда, а  $d$  — диаметр проволоки корда).

Подсчитав сопротивление корда в ряде точек, строят кривую сопротивления по радиусу, подобную изображенной на рис. 64. Площадь этой кривой дает полное сопротивление корда. Оно будет равно

$$X = \frac{1}{3} C_x \frac{\rho \omega^2}{2} R^3 d = \frac{1}{3} C_x \frac{\rho V^2}{2} R d$$

и приложено на расстоянии  $1/4 R$  от модели.

Сопротивление корда будет передаваться частично на модель, а частично на ручку управления. При этом на модель будет передано, согласно закону равновесия рычагов,  $3/4 X$ .

$$X_k = \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{3} C_x \frac{\rho V^2}{2} R d.$$

С другой стороны, если бы линейная скорость всех точек корда была постоянная, то имели бы такое же сопротивление корда, передаваемое на модель при некотором фиктивном  $C_{xk}$ , приведенным к скорости полета модели

$$X_k = C_{xk} \frac{\rho V^2}{2} R d.$$

Приравняв два последних равенства, находят коэффициент сопротивления корда  $C_{xk} = \frac{C_x}{4}$ . Подставив  $C_x$  для проволоки, получают:

$$C_{xk} = \frac{1,1}{4} = 0,275.$$

Соответственно для нити:  $C_{xk} = \frac{1,4}{4} = 0,35$ .

Таким образом, чтобы рассчитать сопротивление корда, нужно в сумму лобовых сопротивлений модели включить пункт «корд» и проставить полную площадь обеих нитей корда, равную  $2Rd$ , а коэффициент сопротивления взять  $C_{xk}$ . Поляра модели строится уже с учетом сопротивления корда. Сопротивление корда составляет очень большой процент, и желательно было бы перейти на корд с одной нитью.

Максимальную скорость находят по обычным формулам:

— для моделей с поршневыми двигателями  $V_{\max} = 38,2 \sqrt[3]{\frac{N \eta}{C_x S}} \text{ км/час};$

— для моделей с реактивными двигателями  $V_{\max} = 14,4 \sqrt{\frac{P}{C_x S}} \text{ км/час}.$

Здесь, как и раньше,  $C_x$  снимают с полярны при  $C_y = 16 \frac{P}{V^2}$ , где  $V$  предварительно задаются по статистике.

Некоторые моделисты считают, что полет лучше проводить при значительной высоте модели над плоскостью горизонта, так как при этом уменьшается фактический радиус полета. Мнение это для большинства моделей ошибочно, но так как модели летают с некоторым превышением над горизонтальной плоскостью, проходящей через рукоятку управления, то приведем метод оценки потери истинной скорости.

При полете на кордовую модель действуют следующие силы (рис. 65): центробежная сила  $J = \frac{mV^2}{R} = \frac{GV^2}{gR \cos \gamma}$ , подъемная сила крыла  $Y$ , кроме того, вес модели  $G$  и реакция нити  $T$ .

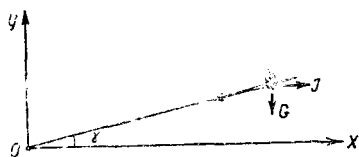


Рис. 65. Схема сил, действующих на кордовую модель при полете с превышением

Составим уравнение моментов относительно точки  $O$  и приравняем его нулю:

$$JR \sin \gamma + GR \cos \gamma - YR = 0.$$

Из уравнения найдем:

$$Y = G \left( \frac{V^2}{gR} \operatorname{tg} \gamma + \cos \gamma \right).$$

Как видно из формулы, полет с превышением требует бóльшей подъемной силы, чем вес модели. Коэффициент подъемной силы  $C_y$ , соответствующий этой подъемной силе, равен:

$$C_y = \frac{2Y}{\rho V^2 S}.$$

Коэффициент сопротивления  $C_x$  в формуле  $V_{\text{макс}}$  снимаем уже при новом  $C_y$ . Зачетная скорость с учетом уменьшения радиуса полета равна:

$$V_{\text{форм}} = \frac{V_{\text{макс}}}{\cos \gamma}.$$

### Пример расчета скорости кордовой модели с поршневым двигателем

Рассчитаем скорость кордовой модели, изображенной на рис. 66, упрощенным способом.

Вся поверхность трения модели равна:

$$S = 2S_{\text{общ}} + S_{\text{ф}} = 2 \cdot 0,0512 + 0,03 = 0,132 \text{ м}^2,$$

где основную долю занимает крыло. При ожидаемой скорости около 160 км/час (44,5 м/сек) крыло имеет число:

$$Re = 69\,000 \cdot 0,07 \cdot 44,5 = 2,15 \cdot 10^5,$$

что при полностью турбулентном обтекании дает средний коэффициент трения  $C_f = 0,006$  (см. рис. 6).

Корд диаметром 0,25 мм и радиусом  $r = 16 \text{ м}$  имеет площадь поперечного сечения:

$$S_k = 2d \cdot r = 2 \cdot 0,00025 \cdot 16 = 0,008 \text{ м}^2.$$

Найдем величину  $C_x S$ . Индуктивным сопротивлением пренебрегаем, так как  $C_y$  при  $\rho = 80 \text{ г/дм}^3$  и  $V = 44,5 \text{ м/сек}$  очень мал и коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi}$  будет ничтожным. Коэффициент сопротивления модели увеличиваем на 10%, так как, кроме сопротивления трения, будет и сопротивление формы.

$$\begin{aligned} C_x S &= 1,1 \cdot 0,006 \cdot 0,132 + 0,008 \cdot 0,275 = \\ &= 0,00087 + 0,00221 = 0,00308. \end{aligned}$$

Отсюда видно, что основную долю (72%) дает сопротивление корда.

Если на модели стоит двигатель  $N = 0,28$  л. с.,  $n_s = 15\,000$  об/мин и винт подобран так, что обеспечивает к.п.д.  $\eta = 0,75$ , то скорость полета будет:

$$V = 38,2 \sqrt[3]{\frac{N \eta}{C_x S}} = 38,2 \sqrt[3]{\frac{0,28 \cdot 0,75}{0,0008}} = 156 \text{ км/час.}$$

Подберем винт для этой модели, который обеспечивал бы к.п.д. не менее 75%. Задаемся  $D = 0,12; 0,15; 0,20$ .

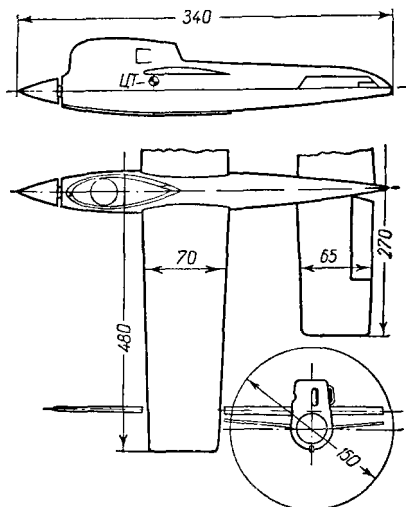


Рис. 66. Кордовая скоростная модель самолета конструкции В. Наталенко. Площадь крыла  $3,36 \text{ дм}^2$ , площадь стабилизатора  $1,75 \text{ дм}^2$ , общая площадь  $5,11 \text{ дм}^2$ , вес модели  $410 \text{ г}$ , нагрузка на общую площадь  $80,3 \text{ г/дм}^2$ , диаметр винта  $150 \text{ мм}$ , шаг винта  $225 \text{ мм}$ . Двигатель собственной конструкции (рабочий объем цилиндра  $2,5 \text{ см}^3$ )

Подсчитываем  $\beta = 0,0935; 0,0306; 0,00775$  и  $\lambda = 1,44; 1,16; 0,868$ . Строим кривые на сетке характеристик и выписываем значения.

Английский винт:  $\eta = 0,85; h = 1,14; \lambda = 1,28;$

$$D = \frac{V}{n_s \lambda} = 0,134 \text{ м.}$$

СДВ-1:  $\eta = 0,75$ ;  $h = 1,3$ ;  $\lambda = 1,25$ ;  $D = 0,14$  м.

DVL-1vF:  $\eta = 0,84$ ;  $\varphi_{0,7} = 36^\circ$ ;  $\lambda = 1,55$ ;  $D = 0,112$  м.

Введем поправку на фюзеляж. Мидель  $f_1 = 0,003$  м<sup>2</sup>,  
 $d_3 = 1,12$   $\sqrt{f_1} = 0,0315$ .

Английский винт:  $d_3/D = 0,46$ ;  $K_\phi = 0,925$ ;  $K_{\tau\phi} = 0,905$ ;  
 $\eta = 0,77$ .

СДВ:  $d_3/D = 0,44$ ;  $K_\phi = 0,93$ ;  $K_{\tau\phi} = 0,91$ ;  $\eta = 0,68$ .

DVL-1vF:  $d_3/D = 0,5$ ;  $K_\phi = 0,92$ ;  $K_{\tau\phi} = 0,9$ ;  $\eta = 0,75$

Наилучшим оказался английский винт, дающий к.п.д.  
 $\eta_b = 0,77$ . Диаметр винта несколько меньше, чем у обычно встречающихся на практике, потому что на моделях применяются более узколопастные винты.

## Глава 6

### РЕЗИНОМОТОРНЫЕ МОДЕЛИ

#### Резиновый мотор

Закручивая резину и измеряя одновременно крутящий момент, получим зависимость крутящего момента от числа оборотов закрутки (завода) резинового мотора  $M = f(n)$  или зависимость крутящего момента от времени. Дав мотору раскрутиться, можно получить такую же зависимость при его раскрутке. Типичный вид экспериментальной кривой закрутки и раскручивания резинового мотора изображен на рис. 67. Площадь, ограниченная кривой *оаб*, представляет собой в некотором масштабе работу, затраченную на закручивание резинового

мотора, а площадь кривой *вдкб* — работу, отдаваемую резиновым мотором при раскручивании. Вид кривой очень сильно зависит от времени закручивания и раскручивания и от времени выдержки в закрученном состоянии. Чем дольше цикл работы резинового мотора, тем больше величины потерь  $\Delta M$  и  $\Delta n$ , изображенные на диаграмме, тем ниже средний крутящий момент. Чтобы

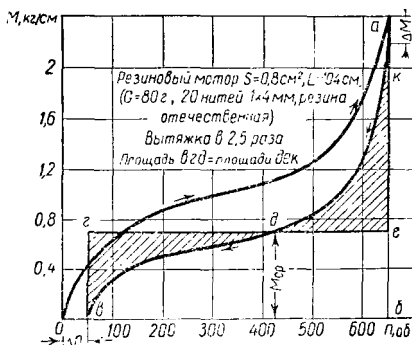


Рис. 67. Типичная кривая изменения крутящего момента резинового мотора по оборотам при закрутке и раскрутке

иметь достоверные данные, эксперименты по времени должны соответствовать продолжительности моторного полета.

Имея экспериментальную кривую, легко подсчитать работу, отдаваемую резиновым мотором. Пусть 1 см горизонтальной оси равен  $\tau$  оборотам, а 1 см вертикальной оси  $\beta$  кг·см. Определив площадь  $A$  в см<sup>2</sup>, ограниченную нижней кривой диаграммы, найдем работу  $W = 2\pi \times A \cdot \tau \cdot \beta$  (кг·см)

Разделив работу на вес резинового мотора  $q$  (кг) (удельный вес резины около 0,88 г/см<sup>3</sup>), получим удельную энергию раскручивания 1 кг резины

$$\varepsilon = \frac{W}{q} \left[ \frac{\text{кг·см}}{\text{кг}} \right] = \frac{W}{100q} (\text{м}).$$

Физически ее можно представить как высоту, на которую резина в состоянии поднять сама себя.

Качество резины прежде всего характеризуется ее удельной энергией. Удельная энергия резины в сильной степени зависит от сорта резины, температуры и смазки (рис. 69)\*.

С увеличением времени работы удельная энергия падает. Величина удельной энергии в пределах применяемых поперечных сечений почти не зависит от площади

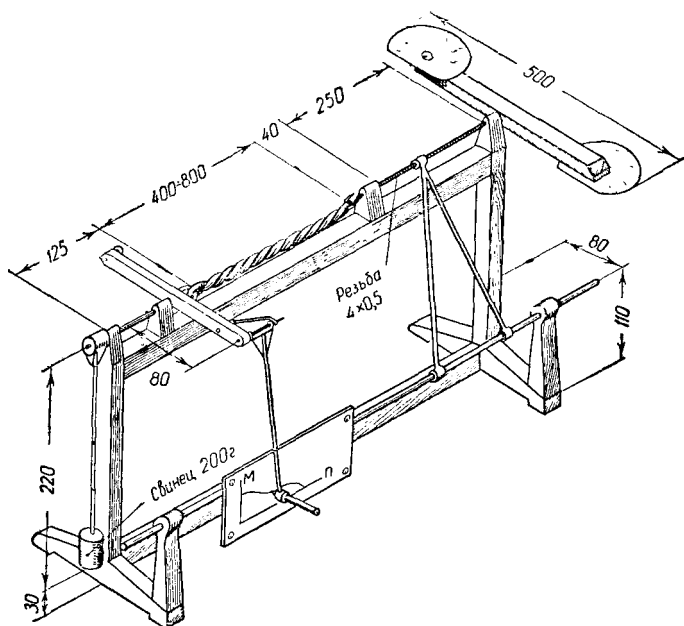


Рис. 68. Приспособление для снятия зависимости крутящего момента от завода резинового мотора

поперечного сечения и сравнительно мало зависит от предварительной вытяжки резинового мотора перед закруткой.

Работа резины в скрученном пучке очень сложная. До первых барашков вытягиваются только нити, лежащие на поверхности жгута. С появлением же первых барашков начинается процесс общей вытяжки резины. В скру-

\* График получен авиамоделистом А. И. Кориенко.



ченном пучке волокна, лежащие на поверхности резинового мотора и в сердцевине, растянуты неравномерно, а так как закрутку ограничивают наиболее растянутые волокна, то в скрученном пучке энергия резины используется не полностью (рис. 70). У просто растянутой резины удельная энергия была бы несколько выше. По некоторым данным для отечественной резины она получается больше примерно на 50 м. Простое растяжение лучше

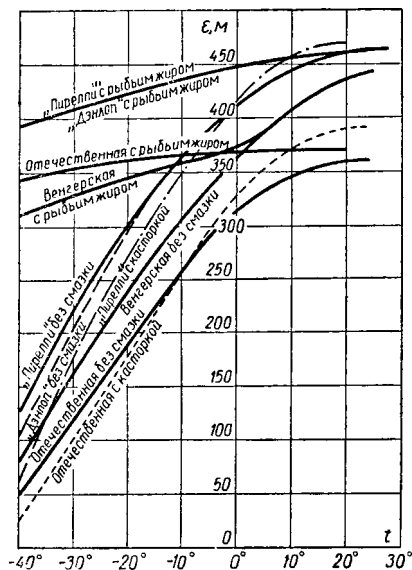


Рис. 69. Экспериментальная зависимость удельной энергии разных сортов резины от температуры и смазки

применять еще потому, что в скрученном пучке действуют радиальные силы, создающие сильное трение между отдельными нитями и отдельными волокнами резины внутри пучка. Применяя смазку, уменьшают это трение. Однако устройства, преобразующие сокращение резины во вращательное движение винта, получаются очень сложными и не нашли еще применения.

Работоспособность резины сильно зависит от правильности ее хранения, подготовки и смазки. Порядок

обработки и подготовки к работе различных сортов резины достаточно хорошо освещен в нашей авиамodelьной литературе. Хранят обычно резину в темной посуде с плотной пробкой, пересыпанную тальком. Перед употреблением тщательно промывают в теплой воде с детским мылом. В качестве смазки в летнее время в основном употребляется касторка.

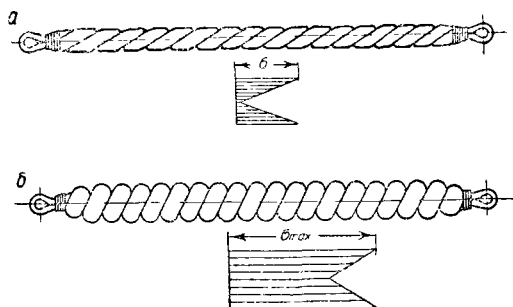


Рис. 70. Характер напряжений в резиновом моторе при различных состояниях закрутки: а — до появления первых барашков без предварительной вытяжки; б — в закрученном состоянии с барашками

Для полета модели зимой резиновый мотор обрабатывают следующим образом: промывают в горячей воде с детским мылом, сушат, смазывают касторкой. Затем закручивают на 50, 70, 120, 160 и т. д. до 90% максимальных оборотов. Накануне или за несколько часов до полета резиновый мотор смазывают два раза рыбьим жиром. После этого смазывают касторкой. После полета резину 2—3 часа отогревают.

Число оборотов, на которое можно закрутить резиновый мотор, прямо пропорционально его длине и обратно пропорционально корню из поперечного сечения  $n = k_1 \frac{l}{\sqrt{S}}$ . Здесь  $k_1$  — коэффициент, зависящий от сорта

и предварительной вытяжки резинового мотора. Для отечественной резины при вытяжке 1,5—2  $k_1 \approx 4,15$ , для венгерской  $k_1 \approx 5,5$ . Формула дает число оборотов, составляющих примерно 80% от разрушающих.

Средний крутящий момент резинового мотора может быть рассчитан, как  $M_p = k_2 \sqrt{S^3}$  (кгсм), где  $k_2$  — коэффициент, зависящий также от сорта резины и предварительной вытяжки. Для отечественной резины  $k_2 \approx 0,85$ .

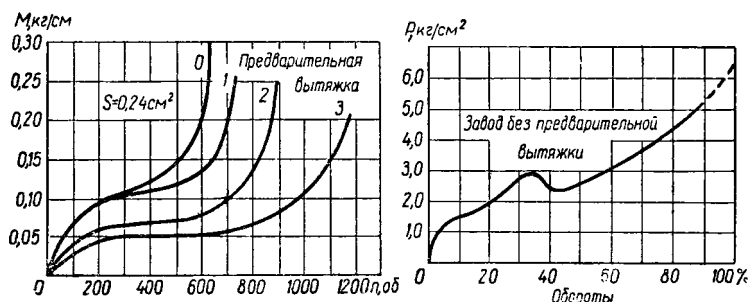


Рис. 71. Зависимость крутящего момента и осевого усилия от завода резинового мотора

Длину резины  $l$  и поперечное сечение  $S$  во все формулы удобнее подставлять в см и см<sup>2</sup>.

Экспериментально снятые зависимости крутящего момента от оборотов и вытяжки, а также изменение удельной энергии от сечения резинового мотора и вытяжки даны на рис. 71 и в табл. 9, 10.

Таблица 9

Изменение удельной энергии резины в зависимости от сечения резинового мотора

Площадь сечения мотка, см <sup>2</sup> . . . . .	0,16	0,24	0,32	0,4
Число оборотов на 1 м . . . . .	1020	800	690	620
Удельная энергия $\epsilon$ , $\frac{\text{кгм}}{\text{м}}$ . . . . .	212	243	240	239
Средний крутящий момент $M$ , кгсм . . .	0,046	0,102	0,156	0,216

Таблица 10

Изменение удельной энергии резины в зависимости  
от предварительной вытяжки

Предварительная вытяжка . . . . .	0	1	2	3
Число оборотов на 1 м . . . . .	625	720	835	1170
Удельная энергия $\epsilon$ , м . . . . .	212	37	241	238
Средний крутящий момент . . . . .	0,115	0,109	0,092	0,066
Коэффициент $k_1$ . . . . .	3,06	3,57	4,33	5,7

Из табл. 10 видно, что  $\epsilon$  мало зависит от сечения и величины вытяжки резины.

Таблица 11

Крутящий момент и максимальный завод резинового  
мотора весом 50 г различных сечений и длины

Количество нитей 1×4 мм . .	12	13	14	15	16	17	18	
<i>S</i> , см² . . . . .	0,48	0,52	0,56	0,6	0,64	0,68	0,72	
<i>M</i> <sub>ср</sub> , кгсм . . . . .	0,05	0,48	0,364	0,433	0,448	0,528	0,608	
<i>l</i> , см . . . . .	108,5	100	92,5	86,5	81,3	76,3	70,4	
<i>n</i> , об . . . . .	503	863	778	732	619	510	563	
Количество нитей 1×4 мм	19	20	21	22	23	24	25	26
<i>S</i> , см² . . . . .	0,76	0,80	0,84	0,88	0,92	0,96	1	1,04
<i>M</i> <sub>ср</sub> , кгсм . . . . .	0,675	0,718	0,765	0,801	0,895	0,964	1,041	1,093
<i>l</i> , см . . . . .	68,7	65	61,8	59,0	56,5	54,3	51,9	50
<i>n</i> , об. . . . .	506	437	418	394	359	344	306	268

В табл. 11 даются данные среднего крутящего момента и числа оборотов резинового мотора, полученные опытным путем для отечественной резины. Если требуется зависимость  $M=f(n)$ , то, имея средний крутящий момент и завод резинового мотора, ее можно построить, ориентируясь на рис. 67. Насколько сильно могут коле-

баться коэффициенты  $k_1$  и  $k_2$ , свидетельствует то, что для сорта отечественной резины, данные которой приведены в табл. 11,  $k \approx 5,9$ , а  $k_2 \approx 1$ .

Скрученный резиновый мотор развивает большие усилия, сжимающие фюзеляж. Величина осевой силы наибольшая при максимальном заводе и уменьшается по мере раскрутки (рис. 71). Численное ее значение может понадобиться при проектировании фюзеляжа. В среднем она равна  $P = 7,5S$  ( $k_2$ ).

### Передачи от мотора к винту

Авиамodelисты при передаче вращения от резинового мотора к винту часто устраивают шестеренчатые редукторы, меняющие передаточное отношение или позволяющие разделить резиновый мотор (пучок резины) на два более тонких пучка. При этом большинство моделистов убеждено, что такие передачи способствуют улучшению отдачи удельной энергии резины.

Рассмотрим это. Пусть у нас работал один мотор. Работа, отдаваемая этим мотором, была равна:

$$A_1 = 2\pi n M_{cp} = 2\pi \frac{k_1 l}{\sqrt{s}} k_2 \sqrt{S^3} = 2\pi k_1 k_2 l S.$$

Если разделить этот мотор на два более тонких пучка, работающих через шестеренчатую передачу на общий вал винта, то длина моторов останется той же, а сечение уменьшится вдвое. Тогда число оборотов при заводе более тонких пучков будет равно:

$$n_2 = k_1 \frac{l}{\sqrt{\frac{S}{2}}},$$

а средний крутящий момент

$$M_{cp2} = 2k_2 \sqrt{\left(\frac{S}{2}\right)^3}.$$

Завод резинового мотора возрос, крутящий же момент уменьшился. Расчленением как бы заменили мотор (пучок резины) более тонким и длинным.

Работа обоих моторов будет равна (при к.п.д. передачи равном 1):

$$A_2 = 2\pi n_2 M_{\text{ср}2} = 2\pi k_1 \frac{l}{\sqrt{\frac{S}{2}}} 2k_2 \sqrt{\left(\frac{S}{2}\right)^3} = 2\pi k_1 k_2 l S,$$

т. е. в точности равна работе  $A_1$ . Но из-за неизбежных потерь на трение в передаче она будет несколько ниже.

Данный результат логичен потому, что удельная энергия резины практически, по имеющимся в нашем распоряжении данным, не зависит от сечения резинового мотора.

### Расчет винта резиномоторной модели

Покажем на примере, как можно подсчитать потребное сечение и длину резинового мотора конкретной модели.

Пусть для модели выбран винт, характеристики которого изображены на рис. 59. Диаметр винта  $D = 0,4$  м. Угол установки  $\varphi = 28^\circ$ . Для расчета удобно составить таблицу (см. табл. 12).

Таблица 12

Подсчет тяги и момента винта

$n_s$ , об/сек	9	10	11	12	14	16
$\lambda$ . . . . .	1,36	1,22	1,11	1,025	0,88	0,78
$\beta$ . . . . .	0,02	0,03	0,85	0,105	0,13	0,14
$\eta$ . . . . .	0,3	0,72	0,78	0,77	0,75	0,72
$\alpha$ . . . . .	0,045	0,035	0,059	0,078	0,110	0,13
$n_s^2$ . . . . .	81	100	121	144	196	256
$P$ , кг . . . . .	0,001	0,012	0,024	0,038	0,072	0,106
$M$ , кгсм . . . .	0,03	0,1	0,231	0,34	0,56	0,733

Зададимся рядом оборотов  $n_s$  и подсчитаем характеристику режима винта  $\lambda = \frac{V}{n_s D}$ .

По кривой  $\varphi = 28^\circ$  снимаем значения  $\beta$  и  $\eta$  (третья и четвертая строки таблицы).

Вычисляем  $\alpha = \frac{3}{\lambda} \eta$  (строка пятая). Подсчитываем  $D=0,4^4=0,0256$  и  $n_s^2$  (строка шестая). В строке седьмой находим тягу  $P = \alpha \rho D^4 n_s^2$ . Момент можно вычислить по формуле:

$$M = \frac{3}{2\pi} \rho D^5 n_s^2$$

или по следующей формуле. Приравняем полезную работу, развиваемую винтом, к работе, отдаваемой резиновым мотором:

$$PV = M \cdot 2\pi n_s \eta.$$

Отсюда получим выражение для момента:

$$M = P \frac{V}{n_s} \frac{1}{2\pi\eta} = P \frac{1}{2\pi} \lambda D.$$

Все величины, входящие в правую часть равенства, известны.

Пусть качество нашей модели  $K=10$ , а вес  $0,23$  кг. Следовательно, тяга, необходимая для горизонтального полета, будет:

$$P = \frac{G}{K} = \frac{0,23}{10} = 0,023 \text{ кг.}$$

Как следует из табл. 12, уже при  $n_s > 11$  об/мин модель набирает высоту. Задавшись средним углом набора, можно подсчитать необходимую тягу в полете

$$P = G \left( \frac{\cos \theta}{K} + \sin \theta \right)$$

и по табл. 12 найти, какому числу оборотов это будет соответствовать. К.п.д. на этих оборотах должен быть достаточно высоким и при росте оборотов в некотором диапазоне повышаться или хотя бы не падать. Связано это с тем, что фактически резиновый мотор работает не на средних оборотах, а на переменных, причем в начале раскручивания он отдает наибольшую часть своей энергии на более высоких оборотах, чем средние. Нужно, чтобы эта энергия использовалась с максимальным к.п.д.

Продолжим начатый пример. Задаемся углом подъема  $\theta = 20^\circ$ :

$$P = 0,23 \left( \frac{0,937}{10} + 0,341 \right) = 0,1 \text{ кг.}$$

Тяга, близкая к требуемой, получается на  $n_s = 16 \text{ об/сек.}$  По табл. 11 находим, что такой средний момент может развить резиновый мотор  $S = 0,8 \text{ см}^2$ . Приняв вес резинового мотора 50 г, его длина должна быть  $l = 65 \text{ см}$ , а максимальный завод  $n = 437$  оборотам.

Винт в нашем случае подобран неудовлетворительно. При среднем крутящем моменте он имеет к.п.д. 0,72, а в первоначальный, наиболее важный момент набора будет еще меньше. Улучшить к.п.д. можно, увеличив диаметр винта.

### Летные свойства резиномоторных моделей

Рассмотрим, как рассчитать полетные результаты будущей модели. Время моторного полета найдем, разделив завод резинового мотора на среднее число оборотов винта в секундах:

$$t_m = \frac{n}{n_s} (\text{сек.}).$$

Расстояние по траектории, которое пройдет модель за время моторного полета, равно:

$$R_m = V_m t_m (\text{м}).$$

Здесь  $V_m (\text{м/сек})$  — скорость моторного полета.

Максимальную высоту, на которую поднимается модель, можно найти, так как известен средний угол подъема  $H = R_m \cdot \sin \theta_m (\text{м})$ . Время планирования определится как  $t_{пл} = \frac{H}{V_{у пл}} (\text{сек.})$ . Общее время полета будет равно сумме времени моторного полета и планирования  $t = t_m + t_{пл} (\text{сек.})$ .

Дальность полета по траектории будет равна проекции участка пути моторного полета и планирования:

$$R = R_m \cos \theta_m + V_{пл} t_{пл} \cos \theta_{пл}.$$

Угол планирования  $\theta_{пл}$  обычно мал, и для простоты



считаем  $\cos \theta_{\text{пл}} = 1$ . Получаем окончательную расчетную формулу:

$$R = R_m \cos \theta_m + V_{\text{пл}} t_{\text{пл}}.$$

Расчетную формулу для дальности полета можно получить и в другом виде. В нее будут входить параметры, определяющие дальность. Такие формулы представляют большую ценность с точки зрения анализа, так как по ним видно, от каких первичных параметров зависит тот или иной летный показатель и какова степень этой зависимости.

Пусть модель совершает полет на моторе со средним качеством  $K_m$ , а на планировании — с качеством  $K_{\text{пл}}$ . Работу, совершенную силами сопротивления, можно записать так:

$$W = \frac{G}{K_m} R_m + \frac{G}{K_{\text{пл}}} R_{\text{пл}}.$$

Эта работа равна энергии раскручивания резины, умноженной на к.п.д. винта:

$$\frac{G}{K_m} R_m + \frac{G}{K_{\text{пл}}} R_{\text{пл}} = q \varepsilon \eta.$$

Введем обозначение  $\delta = \frac{q}{G}$  (отношение веса резины к весу модели), которое имеет большое значение во всех расчетах резиномоторных моделей. По смыслу оно эквивалентно запасу горючего на моторной модели. Для спортивных моделей максимальный вес резины и минимальный вес модели ограничены 50 и 230 г. Поэтому наибольшая величина  $\delta$  равна  $\delta = \frac{50}{230} = 0,217$ .

Полная дальность, как известно, записывается так:

$$R = R_m + R_{\text{пл}}.$$

Найдем  $R_{\text{пл}}$  из предыдущего выражения и подставим в последнее равенство. Получим формулу дальности:

$$R = \delta \varepsilon \eta K_{\text{пл}} - R_m \left( \frac{K_{\text{пл}}}{K_m} - 1 \right) (M).$$

У моделей с мощными моторами происходит обычно перебалансировка  $V_m > V_{\text{пл}}$ , следовательно,  $K_m < K_{\text{пл}}$ . Дальность полета при этом несколько падает.

В частном случае  $K_{\text{пл}} = K_m$ , будем иметь  $R = \delta \varepsilon \eta K (M)$ .

**БАЛАНСИРОВКА И УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛИ**

При установившемся движении сумма сил и моментов, действующих на тело, должна быть равна 0. Тело при этом находится в состоянии равномерного движения.

Под устойчивостью любого тела или системы в механике понимается способность их возвращаться к первоначальному состоянию при кратковременных возмущениях.

Модель в своем движении может перемещаться по трем направлениям и вращаться вокруг трех осей, т. е. она имеет шесть степеней свободы. При полете на модель могут воздействовать возмущения, иногда в несколько раз превышающие силы, действующие на модель в нормальном полете. Например, порывы ветра могут достигать собственную скорость модели и превышать ее.

На самолете относительные возмущения меньше. Кроме того, на самолете имеется пилот, который может парировать случайные отклонения самолета и добиваться требуемого полета. Полет же модели неуправляем, поэтому требования к ее устойчивости отличаются многими специфическими особенностями, исключающими подражание большой машине.

На самолете вопросы устойчивости и управляемости взаимосвязаны. При проектировании стремятся обойтись минимальной степенью собственной устойчивости, чтобы сделать машину более маневренной, послушной рулям.

Важное место в расчетах устойчивости занимает балансировка модели на заданном режиме. Под ней понимается нахождение соотношений между отдельными частями моделей и их установкой, обеспечивающих полет модели на определенном коэффициенте подъемной силы  $C_y$ . Так, если мы нашли, что наибольшая высота полета моторной парящей модели будет на  $C_y = 0,5$ , то каким-то образом требуется обеспечить полет именно на этом  $C_y$ . Без расчета потребных для этого углов установки стабилизатора определить, на каком  $C_y$  летит наша модель, трудно. Оценка же по максимальной высоте часто субъективна. Расчет балансировки полета в этом случае может значительно помочь.

Без детального рассмотрения вопросов устойчивости, хотя бы в упрощенном виде, невозможно правильно представить суть устойчивости и балансировки, технически грамотно проектировать модели и сознательно пользоваться готовыми рецептами.

### Системы осей координат

При изучении движения модели, вопросов устойчивости и управляемости приходится иметь дело с силами и моментами, действующими на модель. Эти силы и моменты необходимо каким-то образом ориентировать в пространстве. Такая ориентация достигается системой координат. Система координат в пространстве — это обычно три заданных взаимно-перпендикулярных направления, исходящих из общего начала. Силы изображаются в виде стрелок-векторов, моменты также в виде векторов, перпендикулярных плоскости, в которой момент действует.

В данной книге в основном используется так называемая полусвязанная система, в которой центр системы помещается в центре тяжести модели, ось  $x$  направлена по проекции вектора скорости полета на плоскость симметрии модели вперед. Ось  $y$  направлена вверх по перпенди-

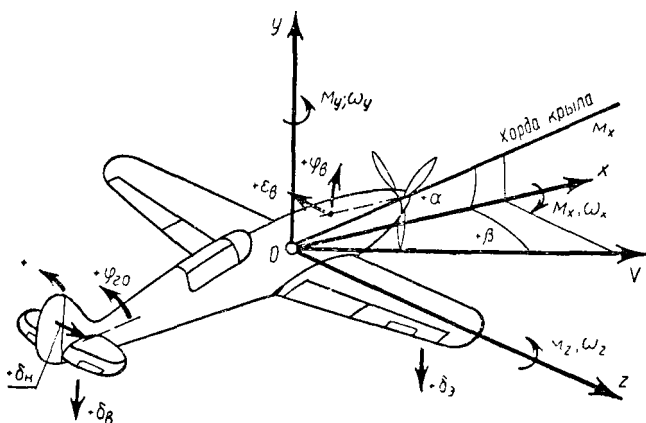


Рис. 72. Полусвязанная система координат. Положительные направления моментов, угловых скоростей и углов отклонения рулей

куляру к оси  $x$  и лежит в плоскости симметрии модели, а ось  $z$  направлена вдоль размаха правого крыла.

Полусвязанная система координат изображена на рис. 72. Там же показаны положительные направления моментов и угловых скоростей (если смотреть на вектор спереди, то момент и угловая скорость направлены против часовой стрелки) и положительное направление углов отклонения рулей высоты  $\delta_v$ , направления  $\delta_d$ , правого элерона  $\delta_s$ , горизонтального  $\varphi_{г.о}$  и вертикального  $\varphi_{в.о}$  оперений, оси винта  $\varphi_v$  и  $\epsilon_v$ , угла атаки  $\alpha$  и угла скольжения  $\beta$ .

Полусвязанная система координат удобна тем, что подъемная сила и сопротивление модели параллельны соответственно осям  $y$  и  $x$ .

При рассмотрении вопросов динамической устойчивости пользуются связанной системой координат, в которой центр системы находится в центре тяжести, ось  $x_1$  направлена вдоль хорды крыла вперед, ось  $y_1$  — по перпендикуляру к оси  $x_1$  и лежит в плоскости симметрии модели и ось  $z_1$  — вдоль размаха правого крыла. Она удобна тем, что моменты инерции модели относительно осей  $x_1$ ,  $y_1$ ,  $z_1$  не зависят от угла атаки.

Положение связанной системы координат относительно системы, жестко связанной с землей  $(x_d, y_d, z_d)$ , определяется тремя углами:

— углом рысканья  $\psi$  (между проекцией  $x_1$ , на горизонтальную плоскость и некоторым направлением оси  $x_d$ , принятым за начальное);

— углом тангажа  $\theta$  (между осью  $x_1$  и горизонтальной плоскостью);

— углом крена  $\gamma$  (между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью, содержащей ось  $x_1$ ).

### Система обозначений

Имея систему координат, определим систему обозначений.

Буквой  $C$  обозначается коэффициент силы, буквой  $m$  — коэффициент момента, буквой  $\omega$  (омега) — угловая скорость. Нижний индекс показывает, на какую ось спроектирован вектор полной силы, момента или угловой скорости.

Так, буквы  $C_y$ ,  $m_y$ ,  $\omega_y$  обозначают коэффициент момента аэродинамической силы вдоль оси  $y$ , величину коэффициента момента и угловую скорость вокруг оси  $y$ ;  $C_x$ ,  $m_x$ ,  $\omega_x$  — то же самое относительно оси  $x$  и  $C_z$ ,  $m_z$ ,  $\omega_z$  — относительно оси  $z$ .

Буквами  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  обозначают моменты инерции модели относительно осей  $x_1$ ,  $y_1$ ,  $z_1$ , связанных с моделью, буквами  $i_x$ ,  $i_y$ ,  $i_z$  — безразмерные моменты инерции.

Буквами  $x$ ,  $y$ ,  $z$  обозначают координаты какой-либо точки. Нижний индекс показывает название точки; так,  $x_T$ ,  $y_T$ ,  $z_T$  — соответствующие координаты центра тяжести,  $x_F$ ,  $y_F$ ,  $z_F$  — фокуса,  $x_d$ ,  $y_d$ ,  $z_d$  — давления.

Черточка наверху говорит о том, что данная величина является относительной, т. е. отнесена к какой-то другой величине. Например,  $\bar{x}_1$ ,  $\bar{y}_1$ ,  $\bar{z}_1$  получено делением  $x_T$ ,  $y_T$ ,  $z_T$  на среднюю аэродинамическую хорду крыла. Величины с черточкой почти всегда безразмерные.

Нижний индекс может и просто обозначать название части модели, к которой относится данная величина. Так, в обозначении  $a_{г.о}$ ,  $\varphi_{г.о}$  и т. п. нижний индекс говорит, что величины  $a$ ,  $\varphi$  относятся к горизонтальному оперению. Для вертикального оперения употребляется индекс  $в.о$ , винта —  $в$ , фюзеляжа —  $ф$ .

Буква  $\Delta$ , стоящая перед какой-либо величиной, говорит о том, что берется не вся эта величина, а ее приращение (убывание) при изменении другой величины, от которой она зависит.

Перейдем к верхним индексам. Пусть у нас дана кривая зависимости  $C_y = f(\alpha)$  (рис. 73). Проведем в некоторой точке  $a$  касательную к этой кривой. Тогда тангенс угла наклона этой касательной обозначается через  $C_y^\alpha$  или  $(C_y)'_a$ . В математике он называется производной величины  $C_y$  по величине  $\alpha$ . Чтобы тангенс этого угла не зависел от масштаба осей, его определяют как отношение  $C_y^\alpha = \frac{\Delta C_y}{\Delta \alpha}$  (рис. 73).

Аналогичны обозначения  $m_z^C$ ,  $m_z^\varphi$ ,  $m_y^\beta$ ,  $m_x^\beta$  и т. п. Такие обозначения удобны тем, что, когда имеется линейная зависимость между величинами, их очень просто вы-

разить одна через другую. Так, в зависимости  $C_y = f(\alpha)$  на рис. 73 вначале идет прямая и  $C_y = C_y^a \cdot \alpha$ . Если же линейной зависимости нет, то, зная величину  $C_y^a$  в данной точке, можно найти приращение  $\Delta C_y$  при небольшом изменении  $\Delta \alpha$  вблизи этой точки. И тем точнее, чем меньше это изменение.

Имея графическую зависимость между двумя величинами и проведя касательные в ряде точек, всегда можно построить зависимость тангенса угла наклона касательных по одной из этих величин. Так, на нижней части рис. 73 показана зависимость  $C_y^a = f(\alpha)$  кривой  $C_y = f(\alpha)$ , изображенной в верхней части. Величина  $C_y^a$  вначале постоянна, затем падает, в точке максимума становится равной 0 и затем принимает отрицательные значения.

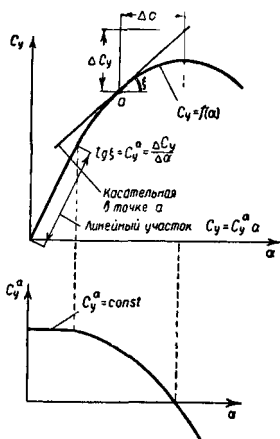


Рис. 73. График, объясняющий понятие производной

Когда зависимость задана аналитически, тогда, если она сложная, ее надо построить и найти производные, а если простая, то как отношение приращения одной величины при изменении другой. Так, если  $C_y = k \alpha$  ( $k = \text{const}$ ), то при изменении  $\alpha$  на  $\Delta \alpha$   $C_y$  получит приращение

$$\Delta C_y = C_y + \Delta C_y = k(\alpha + \Delta\alpha). \quad \text{Так как } C_y - k\alpha = 0, \text{ то}$$

$$C_y^\alpha = \frac{\Delta C_y}{\Delta\alpha} = k.$$

При нахождении  $C_y^\alpha$ ,  $m_y^\beta$ ,  $m_x^\beta$  и т. п., т. е. величин, зависящих от угла, надо помнить, что угол может быть выражен в градусах или радианах. В зависимости от этого численное значение производной будет меняться. Поэтому если угол берется в градусах, то вверху ставится  $^\circ$  ( $\alpha^\circ$ ,  $\beta^\circ$ ,  $\gamma^\circ$ ,  $m_y^{\alpha^\circ}$ ,  $m_x^{\beta^\circ}$ ). Известно, что  $\alpha^\circ = 57,3\alpha$ , и поэтому  $m_y^\beta = 57,3 m_y^{\beta^\circ}$ ,  $m_z^\alpha = 57,3 m_z^{\alpha^\circ}$  и т. д.

Размерность всех величин берется в килограммах, метрах, секундах.

## 1. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

### Нахождение средней аэродинамической хорды

В предварительном проектировании модели и в расчетах продольной устойчивости и балансировки первостепенную роль играет средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла. По отношению к средней аэродинамической хорде центр тяжести модели должен быть расположен определенным образом.

С физической стороны САХ крыла представляет собой хорду такого фиктивного прямоугольного крыла, подъемная сила, сопротивление и момент которого равны исходному крылу. Из этих трех условий выводятся формулы подсчета САХ крыла произвольной формы в плане, набранного из одинаковых профилей и не имеющего закрутки.

Разобьем поверхность крыла на отдельные участки одинаковой ширины  $\Delta z$  (5—10 штук, в зависимости от сложности формы крыла и требуемой прочности) и проведем через носик крыла перпендикулярно оси симметрии самолета ось  $z$ . Тогда длина и положение САХ определяются формулами:

$$b_A = \frac{2\Delta z \sum h^2}{S}, \quad x_A = \frac{2\Delta z \sum hx}{S}, \quad y_A = \frac{2\Delta z \sum by}{S}.$$

Здесь  $b$ ,  $x$ ,  $y$  — средняя хорда и координаты каждой площадочки (рис. 74),  $\sum$  (сигма) — знак суммы.

В частном случае трапецевидного, эллиптического и

комбинированного крыльев САХ проще бывает найти графическим построением (рис. 75).

Найденное САХ наносится на боковом виде модели.

### Определение центра тяжести модели

Для определения центра тяжести проектируемой модели рекомендуется следующий способ. Берется боковая

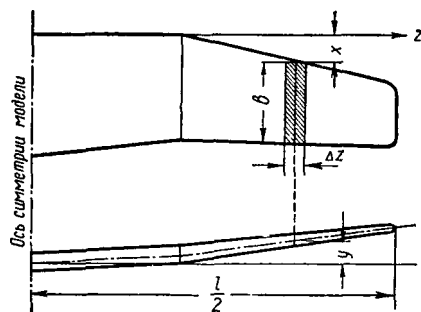


Рис. 74. Подсчет средней аэродинамической хорды крыла произвольной формы в плане

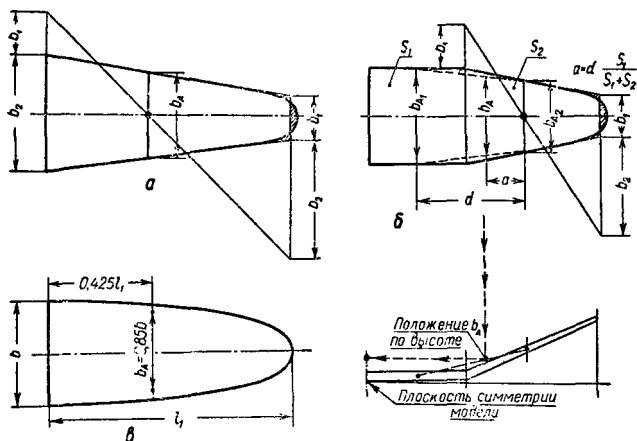


Рис. 75. Определение САХ для крыльев различной формы в плане:

а — трапециевидного; б — трапециевидного с центропланом; в — эллиптического;  $S_1$  — площадь прямоугольной части;  $S_2$  — площадь трапециевидной части



проекция модели и на нее наносятся центры тяжести отдельных агрегатов. Центр тяжести крыла находится приблизительно на 40% его средней хорды и приподнят на 40% от подъема концов крыла на боковом виде, центр тяжести фюзеляжа также находится примерно на 40% его длины, считая от носика; оперения — на 40% от средней хорды; поршневого двигателя — в точке пересечения осей цилиндра и винта; резинового мотора — посередине; реактивного пульсирующего двигателя — на 20% от головки; винта — на его оси в точке симметрии втулки.

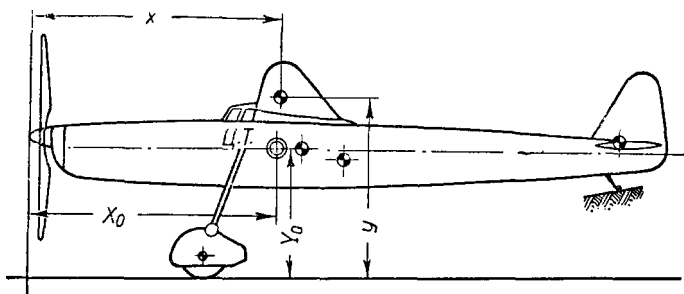


Рис. 76. Определение центра тяжести модели подсчетом

Центр тяжести батарей питания и аппаратуры можно брать в геометрических центрах проекций прямоугольников. Центр тяжести шасси можно считать находящимся в месте пересечения стойки и обода колеса.

Вес конструкции модели разбивается по агрегатам в следующем соотношении: фюзеляж 30%, крыло 40%, оперение 10%, шасси 15%, центrovочный груз 5%.

Проведя произвольные взаимно-перпендикулярные оси, замерим координаты всех нанесенных центров тяжести отдельных агрегатов (рис. 76). Результаты выпишем в табл. 13.

В графу 1 вписываем вес частей и агрегатов модели, в графы 2 и 4 — координаты центров тяжести этих частей и агрегатов относительно выбранных осей, в графы 3 и 5 — произведения весов на соответствующие координаты. Цифры в графах 3 и 5 суммируем. Буква  $\Sigma$  обозначает сумму всех членов вертикального столбца.

Подсчет координат центра тяжести модели

Наименование детали	$G, \text{г}$	$x, \text{см}$	$Gx$	$y, \text{см}$	$Gy$
	1	2	3	4	5
Винт . . . . .	25	2	50	33,6	840
Шестерни . . . . .	50	6	300	32,4	1620
Фюзеляж . . . . .	80	55	4 00	27	2160
Мотор . . . . .	150	60	9000	22,5	3380
Крыло . . . . .	50	50	2500	38,8	1690
Шасси . . . . .	40	35	1400	7	280
Оперение . . . . .	44	79	3470	15,3	675
	439	$\Sigma Gx=21\ 120$		$\Sigma Gy=10\ 645$	

Положение центра тяжести вычисляем по формулам механики:

$$x_0 = \frac{\Sigma Gx}{G_{\text{мод}}} = \frac{2120}{439} = 48,2 \text{ см}$$

$$y_0 = \frac{\Sigma Gy}{G_{\text{под}}} = \frac{10\ 645}{439} = 24,3 \text{ см.}$$

Вес горючего в подсчет не включают, так как на моделях при показательных полетах количество его ничтожно, а бак для длительных полетов размещают в центре тяжести. Влияния на перемещение центра тяжести он не оказывает.

Центр тяжести большинства моделей должен быть в пределах  $1/3—1/4$  средней хорды крыла. Если требуемого положения не получилось, крыло или грузы передвигают внутри модели и расчеты делают снова.

Переместить центр тяжести можно центровочным грузом. Величина его определяется как  $\Delta G = \frac{G_{\text{мод}} \cdot W}{z}$ . Здесь

$W$  — расстояние, на которое требуется переместить центр тяжести,  $z$  — плечо центровочного груза. Как видно из формулы, центровочный груз будет тем меньше, чем дальше он от центра тяжести модели. Поэтому размещается он или в самом хвосте, или в носу модели.

Центр тяжести на готовой модели можно найти, подвесив модель трижды за разные точки фюзеляжа и с помощью длинной линейки визируя вертикаль на боковую поверхность фюзеляжа (рис. 77). В результате три линии образуют треугольник. За центр тяжести принимается середина этого треугольника. Если модель имеет переменный центр тяжести в полете, то положение центра тяжести следует определять дважды: минимальное и максимальное. Например, если складывающийся винт резиноmotorной модели меняет положение центра тяжести более чем на 3—4%, следует отдельно найти положение центра тяжести планирования и моторного полета.

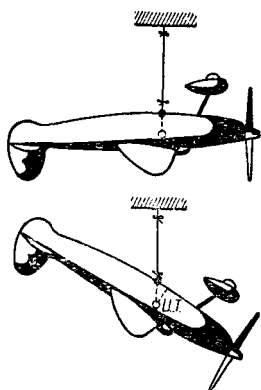


Рис. 77. Определение центра тяжести модели подвешиванием

### Продольные моменты в прямолинейном полете

В полете каждая часть модели, находящаяся в потоке, создает свой момент. В общем случае момент любого аэродинамического тела может быть подсчитан по формуле:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b \text{ кгм},$$

где  $m_z$  — безразмерный коэффициент момента;

$b$  — какой-либо характерный размер тела.

За такой размер берут САХ и относят все коэффициенты моментов относительно оси  $z$  к  $b_A$ . Продувая различные части самолета или модели и замеряя моменты, развиваемые при продувке, можно вычислить  $m_z$ . Проведя большое количество экспериментов, можно найти изменение коэффициента  $m_z$  от основных параметров какой-либо части модели и вывести эмпирические формулы. Иногда их можно получить и теоретически.

В полете общий суммарный момент модели складывается из суммы моментов всех ее частей. Ясно, что для

установившегося полета эта сумма должна равняться 0. При подсчетах удобно бывает оперировать не с самими моментами, а с их безразмерными коэффициентами. Почти все коэффициенты моментов зависят от  $C_y$ . К счастью, эта зависимость почти линейная, и часто достаточно бывает подсчитать две точки, чтобы можно было построить  $m_z = f(C_y)$ .

Имея такую зависимость, можно рассчитать, например, потребный угол отклонения стабилизатора или руля, чтобы обеспечить балансировку модели на заданном режиме, дать оценку степени устойчивости нашей модели.

В моторном полете появляются дополнительные моменты от тяги винта, обдувки стабилизатора. Поэтому зависимость  $m_z = f(C_y)$  приходится рассчитывать дважды: для планирования и моторного полета.

Посмотрим, как определяются коэффициенты моментов различных частей модели.

Те части, которые не упоминаются, создают столь незначительный момент, что им можно пренебречь.

## Балансировка и устойчивость модели на планировании

На планировании суммарный коэффициент момента складывается из коэффициента момента от крыла и оперения  $m_z = m_{z \text{ кр}} + m_{z \text{ г.о.}}$ . Выведем, чему равен коэф-

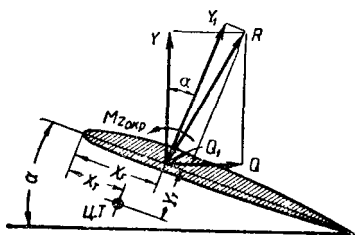


Рис. 78. Вывод формулы коэффициента момента от крыла

фициент момента от крыла (рис. 78). Момент от крыла по отношению к центру тяжести будет равен:

$$M_{z \text{ кр}} = M_{z_0 \text{ кр}} - (x_F - x_T) Y_1 + y_T Q_1.$$

Здесь  $M_{z0кр}$  — постоянный момент крыла относительно фокуса,  $Q_1$  и  $Y_1$  — проекции равнодействующей на хорду крыла и ось, перпендикулярную к ней.

Чтобы перейти к коэффициенту момента крыла, разделим обе части равенства на  $\frac{\rho V^2}{2} S b_A$ :

$$m_{zкр} = m_{z0кр} - \left( \frac{x_F}{b_A} - \frac{x_T}{b_A} \right) C_{y1} + \frac{y_T}{b_A} C_{x1}.$$

Обозначим  $\frac{x_F}{b_A} = \bar{x}_F$ ,  $\frac{x_T}{b_A} = \bar{x}_T$ ,  $\frac{y_T}{b_A} = \bar{y}_T$ . Выразим величину  $C_{y1}$  и  $C_{x1}$  через знакомые нам  $C_y$  и  $C_x$ . Спроектируем силы  $Y$  и  $Q$  на  $Y_1$  и  $Q_1$ , тогда:

$$Y_1 = Y \cos \alpha + Q \sin \alpha, \quad Q_1 = Q \cos \alpha - Y \sin \alpha.$$

Или, перейдя к безразмерным коэффициентам:

$$C_{y1} = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha, \quad C_{x1} = C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha.$$

Угол  $\alpha$  обычно мал ( $\alpha < 12-15^\circ$ ), поэтому можно полагать, что  $\cos \alpha \approx 1$ ,  $\sin \alpha \approx \alpha$  ( $\alpha$  в радианах). Членом  $C_x \sin \alpha$  можно пренебречь из-за его малости, а угол  $\alpha = \frac{\alpha^\circ}{57,3}$  подставлять в градусах. Тогда:

$$C_{y1} \approx C_y, \quad C_{x1} \approx C_x - C_y \frac{\alpha^\circ}{57,3}.$$

Окончательное выражение для момента крыла будет:

$$m_{zкр} = m_{z0кр} - (\bar{x}_F - \bar{x}_T) C_y + \bar{y}_T C_{x1}.$$

Здесь первый член дает момент крыла относительно фокуса, второй член учитывает смещение центра тяжести относительно фокуса САХ по горизонтали, а третий — по вертикали.

В прямоугольном крыле  $m_{z0кр} = C_{m0}$  профиля, у крыла же, имеющего сужение,  $m_{z0кр}$  несколько больше  $C_{m0}$  и меняется от  $m_{z0кр} = C_{n0}$  при  $\eta = 1$  до  $m_{zкр} = \frac{4}{3} C_{n0}$  при  $\eta = \infty$ . При  $\eta = 2$   $m_{z0кр} = 1,04 C_{n0}$  и при  $\eta = 3$   $m_{z0кр} = 1,08 C_{n0}$ .  $\bar{x}_F$  — относительное положение фокуса (в долях хорды  $b_A$ ).

Почти для всех профилей при закризисном обтекании  $\bar{x}_F \approx 0,25$ .  $\bar{x}_T$  и  $\bar{y}_T$  — положение центра тяжести в долях  $b_A$  соответственно по оси  $x_1$  и  $y_1$ . Последний член формулы  $(\bar{y}_T C_{x1})$  сравнительно мал и при  $\bar{y}_T < \pm 0,1$  им можно пренебречь.

Выведем формулу коэффициента момента горизонтального оперения. Момент от горизонтального оперения равен произведению силы на плечо:

$$M_{z_{г.о}} = -L_{г.о} Y_{г.о} = -L_{г.о} C_{y_{г.о}} \frac{\rho V_{г.о}^2}{2} S_{г.о}.$$

Знак «—» стоит потому, что при  $Y_{г.о}$ , направленной вверх, момент будет пикирующий, а моменты, направленные на пикирование, считаются отрицательными. Скорость у горизонтального оперения будет несколько меньше скорости полета вследствие торможения воздуха

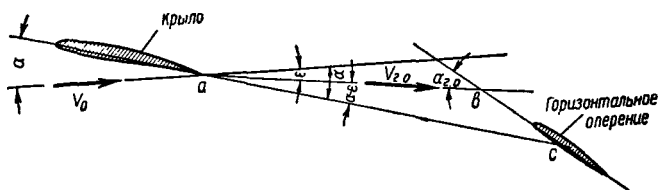


Рис. 79. Нахождение угла горизонтального оперения

частями модели, расположенными впереди горизонтального оперения:

Разделим оба члена равенства на  $\frac{\rho V^2}{2} S b_A$ , получим коэффициент момента горизонтального оперения:

$$m_{z_{г.о}} = - \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{S b_A} \left( \frac{V_{г.о}}{V} \right)^2 C_{y_{г.о}},$$

где  $\frac{S_{г.о} L_{г.о}}{S b_A} = A_{г.о}$  — статический коэффициент продольной устойчивости модели;  
 $\left( \frac{V_{г.о}}{V} \right)^2 = k_\phi$  — коэффициент торможения скорости потока у горизонтального опе-

рения. Величина его колеблется от 0,85 до 0,95. Нижний предел для моделей с плохо обтекаемыми, громоздкими фюзеляжами;  $C_{y_{г.о}} = a_{г.о} \cdot \alpha_{г.о}$  — коэффициент подъемной силы горизонтального оперения, где  $\alpha_{г.о}$  — угол атаки горизонтального оперения, равный  $\alpha_{г.о} = \alpha - \alpha_{0г.о} - \epsilon + \varphi_{г.о}$  (рис. 79) как внешний угол  $\Delta abc$ . Здесь  $\varphi_{г.о}$  — угол установки (деградации) стабилизатора по отношению к хорде крыла. Если он откладывается вниз, то берется со знаком «—».  $\epsilon^\circ = 36,5 \frac{C_y}{\lambda}$  — угол скоса потока

за крылом.  $\alpha_{0г.о}$  — угол нулевой подъемной силы профиля горизонтального оперения. Подставив все эти величины в формулу  $m_{z_{г.о}}$ , получим:

$$m_{z_{г.о}} = -A_{г.о} k_\phi a_{г.о} (\alpha - \alpha_{0г.о} - \epsilon + \varphi_{г.о}).$$

Чтобы удобнее было найти угол установки стабилизатора, в дальнейшем предположим, что  $\varphi_{г.о} = 0$ . Формула примет следующий вид:

$$m_{z_{г.о}} = -A_{г.о} k_\phi a_{г.о} (\alpha - \alpha_{0г.о} - \epsilon).$$

Здесь  $a_{z_{г.о}}$  берется в зависимости от удлинения горизонтального оперения (см. табл. 3). В более точных расчетах  $C_y^a$  профиля горизонтального оперения исправляется на удлинение горизонтального оперения.

Порядок расчета зависимости  $m_z = f(C_y)$  следующий. При  $y_T = \pm 0,1$  и постоянном  $C_{m0}$  задаемся двумя величинами  $C_y$ , например  $C_y = 0$  и  $C_y = 1$ , подсчитываем значения  $m_z$  и через две полученные точки проводим прямую линию (рис. 80). При  $y_T \gg \pm 0,1$  более точно эту зависимость можно построить, если взять не две, а три-четыре точки. Она уже не будет прямой.

Пользуясь полученной зависимостью, можно рассчитать потребный угол установки стабилизатора, чтобы сбалансировать модель на заданном  $C_y$ . Как следует из

формулы  $m_{z \Gamma.0}$ , перестановка стабилизатора на  $1^\circ$  вызывает изменение коэффициента момента на величину  $\Delta m_z = -A_{\Gamma.0} k_\Phi a_{\Gamma.0}$ .

В установившемся полете на заданном  $C_y$   $M_z = 0$ , следовательно,  $m_z = 0$ . Чтобы сбалансировать модель, т. е. привести  $m_z$  к нулю, нужно переставить стабилизатор от  $\varphi_{\Gamma.0} = 0$  в положение  $\varphi_{\Gamma.0} = -\frac{m_z(0)}{\Delta m_z}$ , где  $m_z(0)$  берется на том  $C_{y \text{ бал}}$ , на котором хотели сбалансировать модель. Подсчитав  $\varphi_{\Gamma.0}$  для ряда  $C_{y \text{ бал}}$ , строим  $C_{y \text{ бал}} = f(\varphi_{\Gamma.0})$  (рис. 80).

Пользуясь зависимостью  $m_z = f(C_y)$ , легко судить о степени устойчивости модели. В самом деле, чем более отрицательный наклон зависимости  $m_z = f(C_y)$ , тем больший отрицательный прирост  $\Delta m'_z$  возникает при некотором увеличении  $C_y$  на  $\Delta C_y$ , т. е. при возрастании угла атаки появляется пикирующий момент, стремя-

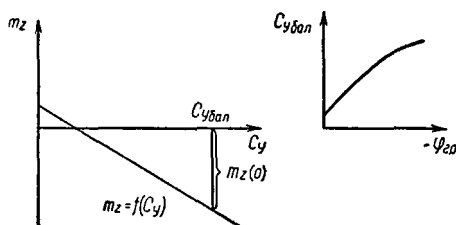


Рис. 80. Зависимость  $m_z = f(C_y)$  и  $C_{y \text{ бал}} = f(-\varphi_{\Gamma.0})$

щийся вернуть модель в первоначальное состояние. При уменьшении  $\alpha$  картина обратная, появляется кабрирующий момент, восстанавливающий нарушенное равновесие.

Для оценки степени устойчивости модели берется некоторый отрезок  $m_z = f(C_y)$  в области  $C_{y \text{ бал}}$  и проектируется на оси  $m_z$  и  $C_y$ . Отношение полученных про-



екций (тангенс угла наклона  $m_z = f(C_y)$  к оси  $C_y$ ) даст степень продольной устойчивости модели:

$$\sigma = \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = -m_z^{C_y}.$$

Степень устойчивости — величина безразмерная. Получается она в относительных долях хорды САХ. В теории большой авиации доказывается, что степень устойчивости равна разности между положением фокуса всего самолета и центром тяжести  $\sigma = \bar{x}_{Fc} - \bar{x}_T$ .

Раньше мы рассмотрели фокус крыла как точку, относительно которой момент крыла остается постоянным. С равным правом такую же точку можно ввести и для всего самолета или модели. Фокус модели лежит далеко за фокусом крыла около задней кромки и может даже уходить за эту кромку. Если приближать центр тяжести к фокусу модели, степень устойчивости уменьшается. В этом легко убедиться, просчитав ряд вариантов модели с различными центровками. Наклон  $m_z = f(C_y)$  будет уменьшаться. И, наконец, при  $\bar{x}_T = \bar{x}_{Fc}$  наклон совершенно исчезнет, восстанавливающие моменты появляться не будут, модель в продольном отношении будет нейтральна. Такая центровка называется критической. Летать на критической центровке невозможно, тем более невозможно летать на центровке больше критической, когда у модели появляется неустойчивость.

Критическая центровка может быть найдена как  $\bar{x}_{Tк} = \bar{x}_T - \sigma$ . Обычно центровка допускается на 0,1—0,15 меньше критической. Если изменим центровку, то расчет  $m_z = f(C_y)$  придется делать заново. Положение центра тяжести следует выбирать по отношению к минимальной критической центровке.

Иногда балансировку модели осуществляют не поворотом всего стабилизатора, а отклонением руля высоты. Порядок расчета в этом случае будет следующий. При данном  $\varphi_{г.о}$  строят кривую  $m_z = f(C_y)$ . При балансировке модели на заданном  $C_y$  вычисляют то изменение угла установки стабилизатора, которое требуется сделать:  $\Delta\varphi = -\frac{m_z(0)}{m_z^\varphi}$ .

Вместо изменения угла деградации стабилизатора можно отклонить руль высоты на некоторый угол. Руль высоты менее эффективен, чем стабилизатор, и отклонять его приходится на больший угол, чем  $\Delta\varphi$ . Эффективность руля высоты зависит от его относительной площади и может быть подсчитана по формуле:

$$n_b = \sqrt{\bar{S}_b}$$

где  $\bar{S}_b = \frac{S_b}{S_{г.о}}$  — относительная площадь руля высоты.

Потребное отклонение руля будет равно  $\Delta\delta_b = \frac{\Delta p}{n}$

Найдем подъемную силу, создаваемую горизонтальным оперением. В установившемся полете  $m_{z\text{ кр}} + m_{z\text{ г.о}} = 0$ , откуда  $m_{z\text{ г.о}} = -m_{z\text{ кр}}$ . Представим коэффициент момента горизонтального оперения в виде произведения подъемной силы горизонтального оперения на плечо относительно центра тяжести модели, отнесенного к  $Sb_A q$ :

$$m_{z\text{ г.о}} = -\frac{Y_{г.о} L_{г.о}}{Sb_A q}.$$

Отношение  $\frac{Y_{г.о}}{Sq}$  — это дополнительная величина  $\Delta C_y$  к коэффициенту подъемной силы  $C_y$ , создаваемая горизонтальным оперением. Поэтому  $m_{z\text{ г.о}} = -\Delta C_y \bar{L}_{г.о}$ , откуда  $\Delta C_y = -\frac{m_{z\text{ кр}}}{\bar{L}_{г.о}}$ . Если написать это выражение подробно и пренебречь некоторыми второстепенными членами, то получим:

$$\Delta C_y = \frac{1}{\bar{L}_{г.о}} [m_{z\text{ кр}} - (0,25 - \bar{x}_t) C_y].$$

Строго говоря, величину  $\Delta C_y$  следовало бы добавлять к  $C_y$  на кривой  $C_y = f(\alpha)$ . Но обычно она невелика, и, чтобы не усложнять расчета, ею пренебрегают.

### Пример расчета продольной балансировки и устойчивости модели на планировании

Найдя САХ крыла, нанеся ее на чертеже и рассчитав центр тяжести, получим следующие данные (см. рис. 42):  $\bar{x}_t = 0,3$ ,  $\bar{y}_t = 0,63$ . Так как наше крыло близко к прямо-

угольному, принимаем  $m_{z0 \text{ кр}} = C_{m0} = -0,13$  коэффициенту момента профиля NACA-6412. Для модели «Я-3»

$$A_{г.о} = \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{Sl} = \frac{0,040 \cdot 0,52}{0,266 \cdot 1,37} = 0,6.$$

Принимаем  $k_{\phi} = 0,9$ . Удлинение горизонтального оперения

$$\lambda_{г.о} = \frac{l_{г.о}^2}{S_{г.о}} = \frac{0,41^2}{0,058} = 2,9.$$

В табл. 3 находим  $a_{г.о} = 0,064$ .

Смещение центра тяжести по вертикали у нас значительное, поэтому расчет делаем для нескольких точек.

Возьмем четыре точки ( $C_y = 0; 0,4; 0,6; 1$ ). Сам расчет удобно свести в табл. 14.

Таблица 14

Пример расчета продольной балансировки модели

Рассчитываемая величина	Номера точек				Примечание
	1	2	3	4	
$C_y$ . . . . .	0	0,4	0,7	1	Задаемся
$\alpha$ . . . . .	$-5^\circ$	$-0,3$	3,3	$7^\circ$	Снимаем с $C_y = f(\alpha)$
$C_x$ . . . . .	0,056	0,062	0,074	0,1	Снимаем с $C_y = f(C_x)$
$C_{x1} = C_x - C_y \frac{\alpha^\circ}{57,3}$	0,056	0,060	0,014	$-0,022$	Рассчитываем
$m_{z \text{ кр}} = m_{z0 \text{ кр}} - (x_F - \bar{x}_T) C_y + \bar{y}_T C_{x1}$	$-0,095$	$-0,072$	$-0,0725$	$-0,094$	»
$\epsilon = 36,5 \frac{C_y}{\lambda}$ . . . . .	0	2,09	3,65	5,22	»
$m_{zг.о} = -A k_{\phi} a_{г.о} (\alpha - \epsilon)$	0,24	0,115	$+0,017$	$-0,086$	»
при $\varphi = 0$					
$m_z = m_{z \text{ кр}} + m_{zг.о}$	0,145	0,043	$-0,056$	$-0,107$	»

По результатам расчетов строится график  $m_z = f(C_y)$  (рис. 83).

Изменение момента при перестановке стабилизатора на  $1^\circ$  равно:

$$\Delta m_z = -A_{г.о} k_\phi a_{г.о} = -0,6 \cdot 0,9 \cdot 0,064 = -0,035.$$

Следовательно, чтобы сбалансировать модель на  $C_y = 0,8$ , нужно стабилизатор с  $\varphi = 0$  переставить в положение:

$$\varphi = -\frac{m_z(0)}{\Delta m_z} = -\frac{-0,09}{-0,035} = -2^\circ,6.$$

Степень устойчивости на  $C_y = 0,8$  равна:

$$\sigma = \frac{\Delta m'_z}{\Delta C_y} = \frac{-0,04}{0,10} = -0,4.$$

Следовательно, критическая центровка равна:

$$\bar{x}_{тк} = \bar{x}_т - \sigma = 0,3 + 0,4 = 0,7.$$

### Балансировка в моторном полете

Балансировка модели в моторном полете существенно меняется. Во-первых, появляется момент от тяги винта, так как в подавляющем большинстве случаев ось винта не проходит через центр тяжести, и, во-вторых, струя от винта, попадая на горизонтальное оперение, меняет скос потока у горизонтального оперения, а следовательно, и угол атаки стабилизатора. Кроме того, обдувка стабилизатора изменяет коэффициент торможения потока у оперения, который может стать больше единицы. На самом винте, стоящем под углом атаки к потоку, появляются поперечные силы.

Таким образом, коэффициент момента в моторном полете будет складываться:

$$m_{зм} = m_{зкр} + m_{зг.о м} + m_{zp} + m'_{zp},$$

где  $m_{zp}$  — коэффициент момента от тяги;  
 $m'_{zp}$  — коэффициент момента от косой обдувки винта.

Рассмотрим, как найти отдельные члены этого равенства.  $m_{зкр}$  остается то же самое, что и на планировании.

Прежде чем переходить к определению  $m_{зг.о м}$ , введем

некоторые величины, которые будут играть большую роль.

По аналогии со структурной формулой подъемной силы крыла для тяги винта можно записать:

$$P = B_v \frac{\rho V^2}{2} F_v,$$

где  $B_v$  — коэффициент нагрузки на винт;

$F_v = \frac{\pi D^2}{4}$  — площадь, ометаемая винтом;

$V$  — скорость моторного полета.

Отсюда

$$B_v = \frac{2P}{\rho V^2 F_v}.$$

В том же случае, когда тяга не подсчитана,  $B_v$  может быть найден через мощность мотора и к.п.д. винта  $N\eta = \frac{PV}{75}$ . Введя эту величину, получим следующее выражение для  $B_v$ :

$$B_v = \frac{150 N \eta}{\rho V^3 F_v}.$$



Рис. 81. Нахождение скоса потока от винта

Зная  $B_v$ , легко найти коэффициент ускорения потока, вызываемый винтом. Скорость потока за винтом равна:

$$V_v = V \sqrt{1 + B_v}.$$

Подставим данное равенство в выражение для коэффициента ускорения потока за винтом  $k_v$ :

$$k_v = \left( \frac{V_v}{V} \right)^2 = 1 + B_v.$$

С учетом торможения потока от фюзеляжа полный коэффициент в моторном полете будет  $k_m = k_f \cdot k_v$ ,

где  $k_\phi$  — знакомый уже нам коэффициент торможения потока на планировании.

Но у моторных моделей диаметр винта, как правило, меньше размаха стабилизатора и стабилизатор обдувается не полностью. С учетом поправки на площадь, обдуваемую струей, равную диаметру винта, будем иметь:

$$k_m \neq k_\phi (1 + \bar{S}_{г.о\ обд} B_v),$$

где  $\bar{S}_{г.о\ обд} = \frac{S_{г.о\ обд}}{S_{г.о}}$  — относительная площадь горизонтального оперения, обдуваемая винтом.

Рассмотрим изменение скоса потока у горизонтального оперения за счет обдувки (рис. 81):

$$\operatorname{tg} \Delta \epsilon_m = \frac{2v \sin(\alpha + \varphi_v)}{V_0 + 2V \cos(\alpha + \varphi_v)},$$

где  $2v = V_0(\sqrt{1+B_v}-1)$  — увеличение скорости потока за винтом;

$\varphi_v$  — угол установки оси винта по отношению к хорде крыла. Его берем со знаком «—», если ось винта отклонена вниз.

Угол  $\alpha + \varphi_v$  редко превышает 10—12°, поэтому с достаточной степенью прочности можно считать:

$$\operatorname{tg} \Delta \epsilon_m \approx \Delta \epsilon_m, \quad \sin(\alpha + \varphi_v) \approx \alpha + \varphi_v, \quad \cos(\alpha + \varphi_v) \approx 1.$$

В этом случае

$$\Delta \epsilon_m = \frac{\sqrt{1+B_v}-1}{\sqrt{1+B_v}} (\alpha + \varphi_v).$$

С учетом доли площади, обдуваемой винтом, изменение скоса потока в области оперения от винта равно:

$$\Delta \epsilon_m^\circ = \frac{\sqrt{1+B_v}-1}{\sqrt{1+B_v}} (\varphi_v^\circ + \alpha^\circ) \bar{S}_{г.о\ обд}.$$

Окончательное выражение для  $m_{zг.о\ м}$ :

$$m_{zг.о\ м} = -A_{г.о} a_{г.о} k_\phi (1 + \bar{S}_{г.о\ обд} B_v) (\alpha - \epsilon + \Delta \epsilon_m + \varphi).$$

Найдем выражение момента от тяги:

$$M_{zp} = -Py_p.$$

Здесь  $y_p$  — плечо силы тяги относительно центра тяжести.

сти модели — берется со знаком «+», если ось проходит над центром тяжести.

Разделив правую и левую части на  $\frac{\rho V^2}{2} b_A S$ , получим выражение для коэффициента момента:

$$m_{zp} = \frac{2P}{\rho V^2 S} \cdot \frac{y_p}{b_A} = -B_B \frac{y_p}{b_A} F_B.$$

Выразим  $y_p$  как

$$y_p = x_B \cdot \varphi'_B \frac{1}{57,3},$$

где  $x_B$  — расстояние от втулки винта до центра тяжести;  
 $\varphi'_B$  — угол между осью винта и линией, соединяющей втулку с центром тяжести в градусах (рис. 82):

$$(\varphi'_B = \varphi_B - \varphi_{B0});$$

$\varphi_{B0}$  — угол  $\varphi_B$ , когда он проходит через центр тяжести модели.

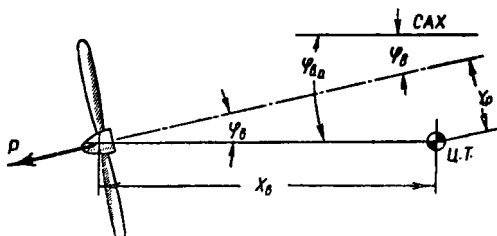


Рис. 82. Вывод коэффициента момента от тяги винта

Окончательное выражение для коэффициента момента от тяги будет:

$$m_{zp} = -\frac{1}{57,3} B_B \frac{F_B x_B}{S b_A} (\varphi_B - \varphi_{B0}).$$

Изменение коэффициента момента при изменении наклона оси винта на  $1^\circ$  будет равно:

$$\Delta m_z^{\varphi_B} = -A_{г.о} k_{\phi} (1 + \bar{S}_{г.о \text{ обл}} B_B) a_{г.о} \frac{\sqrt{1 + B_B} - 1}{\sqrt{1 + B_B}} \bar{S}_{г.о \text{ обл}} - \\ - \frac{1}{57,3} B_B \frac{F_B x_B}{S b_A}.$$

Первый член здесь учитывает, насколько при этом изменился скос потока у горизонтального оперения, а второй — насколько изменился коэффициент момента от тяги.

$m'_{zp}$  учитывается только для резиномоторных моделей, когда он достаточно велик. Находится он по формуле:

$$m'_{zp} = 0,0323 \times \sigma \xi \frac{F_B}{S} \frac{x_B}{b_A}.$$

Здесь  $\alpha_0$  — угол между осью винта и потоком.  $\xi = f(\varphi)$  при  $\varphi_{0,75} = 0^\circ; 20^\circ; 30^\circ; 40^\circ; 60^\circ$ ;  $\xi = 0; 0,36, 0,48; 0,58; 0,72$ ,  $\sigma$  — покрытие винта.

Порядок расчета следующий. Направляют на боковом виде модели ось винта под углом, подобранным по статистике. Обычно этот угол равен  $\alpha_{уст} + (0^\circ \div 6^\circ)$ . Здесь  $\alpha_{уст}$  — установочный угол крыла по отношению к оси фюзеляжа. При проектировании его выбирают близким к  $\alpha$ , на котором будет летать модель, чтобы фюзеляж был параллелен потоку и давал минимальное сопротивление. Если ось прошла близко от центра тяжести ( $\varphi'_B \approx 1 \div 1^\circ,5$ ), то для упрощения расчетов ее целесообразно направить через центр тяжести ( $m_{zp} = 0$ ). Проводят струю от винта, равную его диаметру, строят сечение этой струи по  $1/4$  хорды стабилизатора на виде спереди и подсчитывают площадь обдувки. Зная тягу, находят  $B_B$ . Рассчитывают коэффициенты момента  $m_{z \Gamma \cdot O \cdot M}$  и  $m_{zp}$ . Суммируя их с ранее рассчитанным значением  $m_{z \text{ кр}}$ , находят  $m_{zm}$ .

В том случае, когда  $\bar{y}_T < \pm 0,1$  и  $C_{m0}$  постоянный,  $m_{z \text{ кр}} = f(C_y)$  почти прямая. Достаточно взять две точки, чтобы построить  $m_{zm} = f(C_y)$ . В противном случае приходится брать три-четыре точки.

Почти всегда  $m_{zm} = f(C_y)$  не проходит через  $C_{y \text{ бал}}$  на планировании. Это значит, что в моторном полете модель будет сбалансирована на  $C_y$ , в котором  $m_{zm} = 0$ . При малых тягах  $K_p = \frac{P}{G} = 0,1 \div 0,25$  наимыгоднейшее  $C_{y \text{ м}}$  (когда вертикальная скорость модели максимальная) примерно равно  $C_{y \text{ пл}}$ , на больших тягах наимыгоднейшее  $C_{y \text{ м}}$  значительно меньше  $C_{y \text{ пл}}$ .

Привести  $m_{zm}$  к нулю на  $C_{y \text{ м}}$  можно, изменив угол  $\varphi_B$ .



Поправка к углу установки винта, принятому в расчете, будет:

$$\Delta\varphi_{\text{в}} = - \frac{m_{\text{зм}}(0)}{m_{\text{з}}^{\varphi_{\text{в}}}},$$

а истинный угол установки винта по отношению к хорде крыла

$$\varphi_{\text{в}} = \varphi_{\text{в1}} + \Delta\varphi_{\text{в}}.$$

Если поправка  $\Delta\varphi_{\text{в}}$  получилась слишком большой, больше чем  $2-3^\circ$ , то расчет  $m_{\text{з}} = f(C_{\text{y}})$  приходится делать заново, так как площадь обдувки стабилизатора  $S_{\text{г.о обд}}$  значительно меняется. Если же она изменилась незначительно, меньше чем на 10%, расчет не повторяют.

Привести  $m_{\text{з}}$  к 0 можно и перестановкой стабилизатора. Конструкция модели в этом случае усложняется, так как приходится устанавливать устройства, возвращающие стабилизатор в прежнее положение. Такая балансировка может быть полезна в таких моделях, где имеются механизмы времени (скоростные модели, модели с ограничителями времени работы мотора). Прибегать к балансировке стабилизатором приходится и в тех случаях, когда модель бывает невозможно сбалансировать поворотом оси мотора или углом наклона оси винта вниз столь велик, что ухудшает характеристики модели за счет составляющей тяги, направленной вниз.

Балансируя модель на разных  $C_{\text{y}}$  в моторном и планирующем полете, нужно иметь в виду, что в момент остановки мотора происходит резкая перебалансировка модели. Чем больше разница между  $C_{\text{ум}}$  и  $C_{\text{упл}}$ , тем больше разница в скоростях моторного и планирующего полетов, а так как  $C_{\text{ум}}$  может быть значительно меньше  $C_{\text{упл}}$ , то и  $V_{\text{м}}$  значительно больше  $V_{\text{пл}}$ .

В момент остановки мотора модель делает «горку», «свечку» или петлю, затем долго не может успокоиться и теряет значительную высоту.

Рассчитав кривую  $m_{\text{зм}} = f(C_{\text{y}})$ , делают оценку устойчивости в моторном полете и рассчитывают нейтральную центровку точно так же, как это делали в планирующем полете.

## Пример расчета балансировки модели в моторном полете

Рассчитаем, как изменится балансировка нашей модели в моторном полете.

1) Зададимся  $C_y = 0,4$ , тогда для нагрузки  $p = 20 \text{ г/см}^2$ ,  $V = 9 \text{ м/сек}$ . Будем считать, что у нас винт № 5 (см. рис. 168).  $D = 0,23 \text{ м}$  ( $F_B = \frac{\pi}{4} D^2 = 0,0416 \text{ м}^2$ ). Для  $V = 9 \text{ м/сек}$  тяга равна  $P = 0,66 \text{ кг}$ . Коэффициент нагрузки винта будет:

$$B_B = \frac{2P}{\rho V^2 F_B} = \frac{2 \cdot 0,66}{0,125 \cdot 9^2 \cdot 0,0416} = 3,14.$$

Наклоним ось винта так, чтобы она проходила через центр тяжести (см. рис. 42). По отношению к строительной горизонтали угол наклона получился  $6^\circ$ , а по отношению к хорде крыла, при установочном угле крыла  $3^\circ$ ,  $\varphi_B = -(6^\circ + 3^\circ) = -9^\circ$ . Наклон вбок и вправо возьмем  $2^\circ$ . Проведем струю от винта через стабилизатор. Доля площади стабилизатора, обдуваемая винтом,  $\bar{S}_{обд} = 0,6$ .

Для  $C_y = 0,4$  снимаем с  $C_y = f(\alpha)$  (рис. 45) угол атаки крыла в полете  $\alpha = -0,3^\circ$ . Подсчитаем скос потока у оперения:

$$\begin{aligned} \Delta \varepsilon_m &= \frac{\sqrt{1+B_B}-1}{\sqrt{1+B_B}} (\varphi_B^\circ + \alpha^\circ) \bar{S}_{обд} = \\ &= \frac{\sqrt{1+3,14}-1}{\sqrt{1+3,14}} (-9^\circ - 0,3^\circ) \cdot 0,6 = -2^\circ,8. \end{aligned}$$

Момент от горизонтального оперения будет ( $\varphi = -2^\circ,6$ ):

$$\begin{aligned} m_{z_{г.о.м}} &= -A_{г.о} k_\phi a_{г.о} (1 + \bar{S}_{обд} \cdot B_B) (\alpha - \varepsilon - \Delta \varepsilon_m + \varphi) = \\ &= -0,6 \cdot 0,9 \cdot 0,035 \cdot (1 + 0,6 \cdot 3,14) \times \\ &\quad \times (-0,3 - 2,1 + 2,8 - 2,6) = 0,222, \end{aligned}$$

где  $\varepsilon = 36,5 \frac{C_y}{\lambda} = 36,5 \frac{0,4}{7} = 2^\circ,1$  — скос потока после крыла;

$\varphi = -2^\circ,6$  — угол деградации стабилизатора.

2) Задаемся  $C_y = 0,8$  и повторяем расчет.  $V = 6 \text{ м/сек}$ ,  $P = 0,75 \text{ кг}$ ,  $B = 8$ ,  $\alpha = 4^\circ,5$ .

$$\varepsilon = 4^{\circ}, 2, \Delta \varepsilon_m = -1^{\circ}, 8, m_{z_{г.о.м}} = \\ = 0,6 \cdot 0,9 \cdot 0,065 (1 + 0,6 \cdot 8) \cdot (4,5 - 4,2 + 1,8 - \\ - 2,6) = 0,103.$$

Имея две точки, проводим прямую  $m_{z_{г.о.м}} = f(C_y)$  (рис. 83). Графически с помощью измерителя вычитаем из значений  $m_{z_{г.о.м}}$  значения  $m_{z_{кр}}$  (так как  $m_{z_{кр}}$  со знаком «—»):

$$m_{z_{м}} = m_{z_{г.о.м}} + m_{z_{кр}}.$$

Строим кривую  $m_{z_{м}} = f(C_y)$ . Она пересекает ось  $C_y$  при значении  $C_{y_{м}} = 0,88$ . Деградация стабилизатора  $\varphi = -2^{\circ}, 6$  на планировании соответствует  $C_{y_{пл}} = 0,8$ , следовательно; в моторном полете произойдет перебалансировка модели с  $C_{y_{пл}} = 0,8$  на  $C_{y_{м}} = 0,88$ .

Если в моторном полете нам нужно, чтобы модель летела на  $C_{y_{м}} = 0,8$ , необходимо повернуть ось винта еще немного вниз. Довернем ось на  $1^{\circ}$ , при этом можно счи-

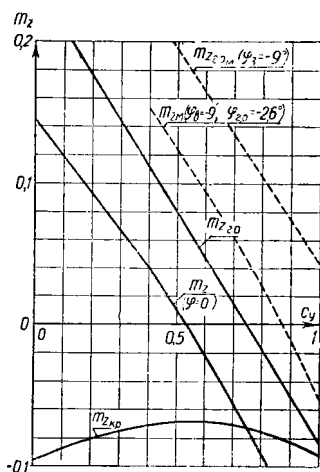


Рис. 83. Пример расчета балансировки модели

тать, что площадь стабилизатора, обдуваемая винтом, почти не изменится (при  $\Delta \varphi \approx 2^{\circ}$  она уже изменится примерно с  $\bar{S}_{г.о.обд} = 0,6$  на  $\bar{S}_{г.о.обд} = 0,5$  и расчет придется

проделывать заново). Подсчитаем момент от винта:

$$m_{zp} = \frac{1}{57,3} B_v \frac{F_v x_B}{S b_A} (\varphi_v - \varphi_{v,0}) = \frac{1}{57,3} \cdot 8 \cdot \frac{0,0416 \cdot 0,215}{0,266 \cdot 0,188} \times (-10^\circ + 9^\circ) = -0,025.$$

Добавим коэффициент момента от винта. Этим смещаем кривую  $m_{zm} = f(C_y)$  параллельно самой себе вниз. Для  $C_y = 0,8$ .

$$m_{zm(\varphi_v = -10^\circ)} = m_{zm(\varphi_v = -9^\circ)} + m_{zp} = 0,028 - 0,025 = 0,003 \approx 0.$$

То есть фактически модель теперь сбалансирована на  $C_{ym} = 0,8$ , что нам и требовалось.

Проверим еще нейтральную центровку в моторном полете на  $C_{ym} = 0,8$  и сравним ее с нейтральной центровкой на планировании:

$$\bar{x}_n = \bar{x}_r + \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = 0,3 + \frac{0,7}{0,2} = 0,65.$$

Произошло незначительное ухудшение устойчивости. При расчете моделей с сильно вогнутыми профилями необходимо учитывать переменность  $C_{m0}$ .

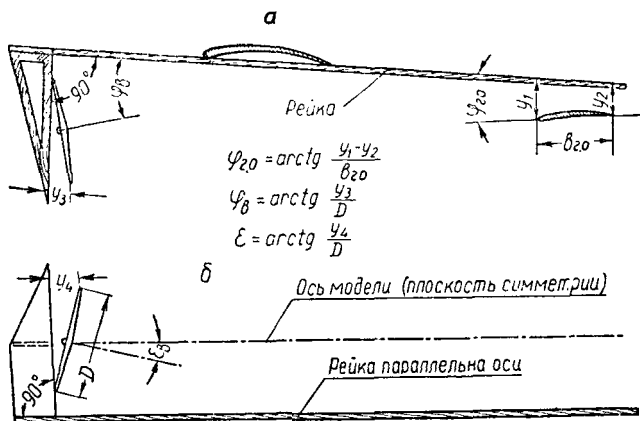


Рис. 84. Устройство для замера угла деградации горизонтального оперения  $\varphi_{г.о}$  и углов наклона оси винта вниз  $\varphi_v$  и вбок  $\epsilon$ :  
а — вид сбоку; б — вид сверху

На рис. 84 изображено устройство для замера угла деградации, горизонтального оперения и углов наклона оси винта вниз и вбок.

## II. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

### Физическая картина боковой устойчивости

Устойчивость вокруг осей  $y$  и  $x$  составляет в комплексе боковую устойчивость. Рассматривать их изолированно нельзя, так как в полете всякий поворот сопровождается креном, а всякий крен приводит к повороту. Вообще явления, происходящие при крене и повороте модели, сложны и сама теория боковой устойчивости значительно более сложна, чем теория продольной устойчивости. Конечной целью расчета служит определение потребной площади вертикального оперения  $S_{в.о.}$  при данном угле поперечного  $V$  крыла ( $\psi$ ), или, точнее, выбор правильных величин  $S_{в.о.}$  и  $\psi$  и балансировка кренящего момента от двигателя.

Разберем вначале моменты, действующие на модель вокруг оси  $y$ , затем вокруг оси  $x$  и, наконец, рассмотрим весь комплекс моментов и сил, действующих на модель.

Предположим, что модель закреплена на вертикаль-

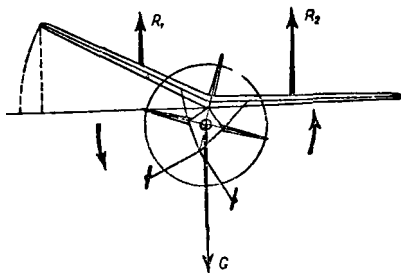


Рис. 85. Ошибочное представление о поперечной устойчивости

ном стержне, проходящем через центр тяжести, в аэродинамической трубе. При достаточной площади вертикального оперения она будет устанавливаться по потоку. Если ее отклонить на некоторый угол  $\beta$ , появится восстанавливающий момент  $M_y$ . Он будет складываться из моментов, создаваемых крылом, вертикальным оперением и фюзеляжем. В моторном полете появится момент от косой обдувки винта и от изменения скоса и торможения потока у вертикального оперения.

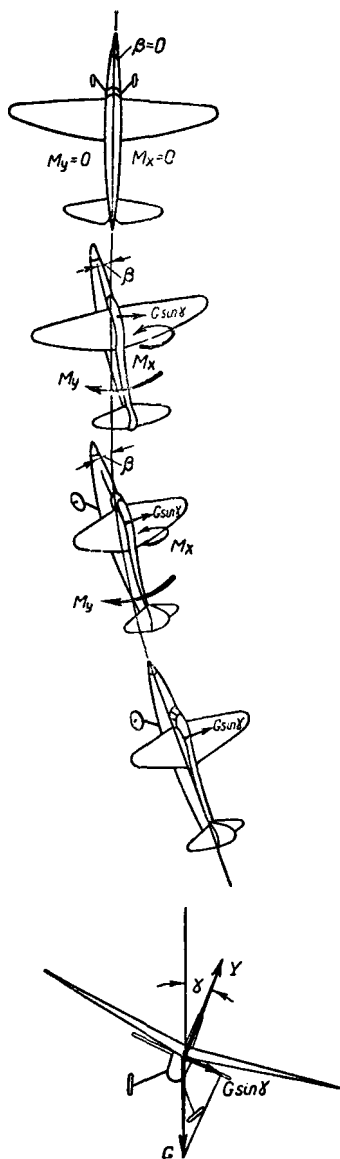


Рис. 86. Картина выравнивания крена (вид сверху)

Пусть теперь модель с крылом, имеющим поперечное  $V$ , закреплена на стержне, направленном по оси  $x$ . Дадим модели некоторый крен и включим поток. Первый же опыт нас убедит в том, что на крен крыло не отвечает восстанавливающим моментом. Некоторые моделисты объясняют неправильно устойчивость вокруг оси  $x$  тем, что опущенная консоль крыла, имеющего поперечное  $V$ , дает большую проекцию и подъемную силу, а поднятая консоль — меньшую проекцию и подъемную силу (рис. 85). Вместе с тем устойчивость, придаваемая модели крылом с поперечным  $V$ , широко известна. Но дело тут не в проекциях. При крене у свободно летящей модели происходит сложный комплекс, цепочка явлений, в итоге которой у устойчивой модели крен выравнивается.

Проследим, что же происходит в действительности. Пусть у модели появился некоторый крен  $\gamma$  (гамма) (рис. 86). В эту же сторону наклонится подъемная сила и появится боковая составляющая  $z = G \sin \gamma$ . Под влиянием этой составляющей модель начнет двигаться в сторону крена и у нее появится благодаря этому некоторый угол скольже-

ния (рис. 86). Если крыло имеет положительное поперечное  $V$ , т. е. концы его подняты кверху, то та половина крыла, в сторону которой происходит скольжение, будет встречать поток под бóльшим углом, чем противоположная. В том, что у крыла, имеющего поперечное  $V$ , появляется разность углов атаки консолей крыла, легко убедиться, посмотрев на модель спереди и сбоку (рис. 87). В результате у крыла, в сторону которого имеется крен, будет большая подъемная сила, которая создает восстанавливающий момент.

Если бы не было скольжения, не было бы и восстанавливающего момента вокруг оси  $x$ . Следовательно, когда модель имеет только один крен, углы атаки правого и левого крыльев будут одинаковые, и нет сил, которые могли бы выровнить модель.

Но при полете со скольжением появляется момент вокруг оси  $y$ , который стремится уничтожить скольжение. Взаимодействия между моментами  $M_x$  и  $M_y$  должны быть вполне определенными. Скольжение должно быть уничтожено как раз в то время, когда будет выровнен крен. Если на модель поставить слишком большое вертикальное оперение, то вследствие большой путевой

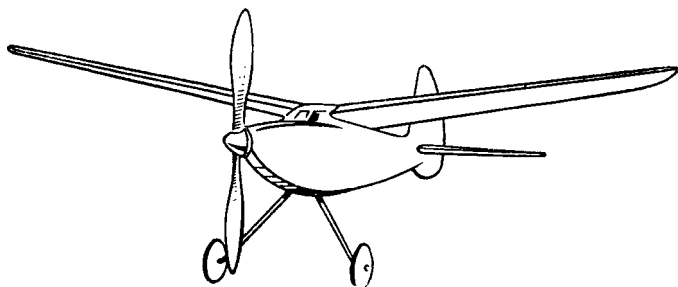


Рис. 87. Увеличение угла атаки у крыла, в сторону которого происходит скольжение

устойчивости скольжение ликвидируется задолго до того, как момент  $M_x$  успеет уничтожить крен. Но раз нет скольжения, не будет и восстанавливающего момента вокруг оси  $x$ , и, раз накренившись, модель будет непрерывно увеличивать крен и опускать нос. Модель опишет крутую винтовую спираль уменьшающегося радиуса (рис. 88). Полет закончится большой поломкой.

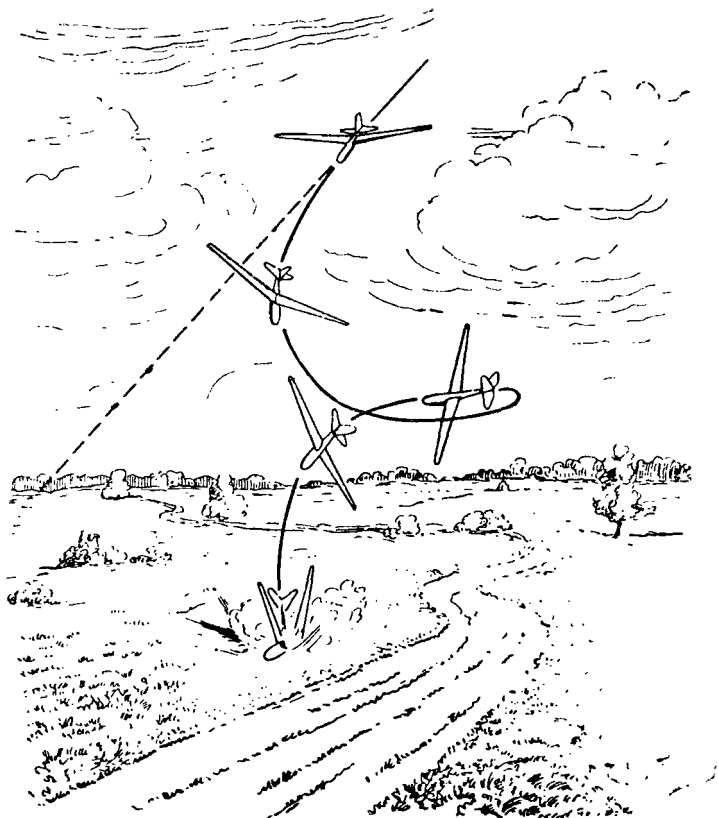


Рис. 88. Спиральная неустойчивость модели  
(при чрезмерно большом киле и малом угле  $V$  крыла)

Если же момент вокруг оси  $y$  слишком мал, то модель успеет выровнять крен, а скольжение остается еще не уничтоженным. Модель накреняется в противоположную сторону. Появляется скольжение в обратном направлении, и весь цикл повторяется заново. Модель летит, покачиваясь с крыла на крыло, по извилистой траектории (рис. 89).

Как первый вид неустойчивости (спиральная), так и второй (колебательная) одинаково нежелательны.



Существуют вполне определенные соотношения между углом поперечного  $V$  крыла и площадью киля, при которых оба вида неустойчивости невозможны.

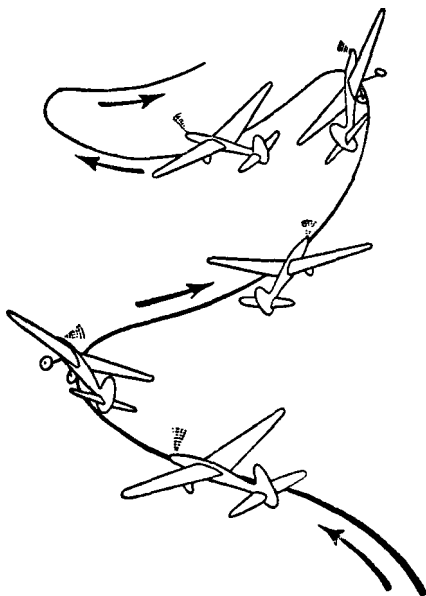


Рис. 89. Колебательная неустойчивость (чаще всего при малой площади вертикального оперения)

### Путевая устойчивость

Коэффициент момента на планировании равен:

$$m_y = m_{y_{в.о}} + m_{y_{кр}} + m_{y_{ф}}.$$

Угол  $\beta$  меняется в небольших пределах, поэтому коэффициент момента можно переписать следующим образом:

$$m_y^\beta \beta = (m_{y_{в.о}}^\beta + m_{y_{кр}}^\beta + m_{y_{ф}}^\beta) \beta.$$

Проведя те же рассуждения, что и при выводе  $m_{z_{г.о}}^\varphi$ , придем к следующему выражению для  $m_{y_{в.о}}^\beta$ .

$$m_{y_{в.о}}^\beta = -A_{в.о} k_\phi a_{в.о},$$

где  $A_{в.о} = \frac{S_{в.о} L_{в.о}}{Sl}$  — коэффициент статической устойчиво-

сти вертикального оперения, аналогичный  $A_{г.о}$ ;

$k_\phi$  — коэффициент торможения потока фюзеляжем у вертикального оперения, равный при центральном киле в случае планирования соответствующему коэффициенту для горизонтального оперения на планировании, и  $k_\phi = 1$  для разнесенного вертикального оперения (шайбы на законцовках стабилизатора);

$a_{в.о}$  — берется по удлинению вертикального оперения. При расчетах в  $L_{в.о}$  включается и высота фюзеляжа. В случае шайб берется удлинение шайбы. Если центральное вертикальное оперение расположено на горизонтальном оперении, то вследствие роста его эффективного удлинения  $a_{в.о}$  следует увеличить на 20—25%.

Построим сечение крыла вертикальной плоскостью под углом скольжения  $\beta$ . Тогда изменение угла атаки на крыле будет равно:

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{1}{57,3} \psi^\circ \beta^\circ = 0,0174 \psi^\circ \beta^\circ.$$

На одном крыле угол атаки увеличится на  $\Delta\alpha^\circ$ , на другом — уменьшится. Разобьем крыло на  $n$  участков. Тогда, суммируя моменты каждого участка, получим путевой момент V-образного крыла:

$$M_{y\text{ кр}} = - \sum_{j=1}^n \Delta X_j z_j = - \frac{\beta^\circ}{57,3} q \sum_{j=1}^n C_{xj}^\circ \psi_j^\circ S_j z_j.$$

Переходя к коэффициенту момента, получаем:

$$m_{y\text{ кр}} = \frac{M_{y\text{ кр}}}{qSl} = - \frac{\beta^\circ}{57,3} \cdot \frac{1}{Sl} \sum_{j=1}^n C_{xj}^\circ \psi_j^\circ S_j z_j.$$

Или окончательно:

$$m_{y\text{кр}}^{\beta} = -\frac{1}{Sl} \sum_{j=1}^n C_{xj}^{\alpha^{\circ}} \psi_j^{\circ} S_j z_j.$$

Здесь индекс  $j$  обозначает номер каждого участка,  $S_j$ —площадь,  $z_j$ —расстояние от середины участка до плоскости симметрии модели,  $C_{xj}^{\alpha^{\circ}}$ —тангенс угла наклона кривой  $C_x = f(\alpha^{\circ})$  на угле атаки в среднем сечении данного участка,  $\psi_j^{\circ}$ —угол поперечного  $V$  крыла. Так как  $C_x^{\alpha^{\circ}}$  зависит от угла атаки, то и  $m_{y\text{кр}}^{\beta}$  зависит от угла атаки. Следовательно, величина  $m_{y\text{кр}}^{\beta}$  различна на разных углах.

Коэффициент момента от фюзеляжа может быть подсчитан по эмпирической формуле:

$$m_{y\text{ф}}^{\beta} = 0,75 C_{\text{ф}} \frac{h_{\text{ф}}^2 l_{\text{ф}}}{Sl},$$

где  $h_{\text{ф}}$ —высота фюзеляжа, м;

$l_{\text{ф}}$ —длина фюзеляжа, м;

$C_{\text{ф}}$ —коэффициент, который зависит от удлинения фюзеляжа и выноса вперед его носовой части по отношению к центру тяжести.

$$C_{\text{ф}} = 0,32 (\bar{x}_{\text{ф}} - 0,25) + \frac{1,5}{\lambda_{\text{ф}}^{1,5}}, \quad \lambda_{\text{ф}} = \frac{l_{\text{ф}}}{h_{\text{ф}}},$$

$$\bar{x}_{\text{ф}} = \frac{x_{\text{ф}}}{l_{\text{ф}}}.$$

Здесь  $x_{\text{ф}}$ —расстояние от носа фюзеляжа до центра тяжести модели.

Величина  $m_{y\text{ф}}^{\beta}$  обычно положительна, т. е. фюзеляж создает путевую неустойчивость.

Величина площади кия, потребная для компенсации неустойчивости фюзеляжа, обычно невелика и у громоздких фюзеляжей равна 2—4% от площади крыла. У фюзеляжей с небольшим миделем она столь мала, что ею пренебрегают, а для моделей с большими фюзеляжами не рассчитывают; просто при подсчете суммарной потребной площади кия увеличивают его площадь на 2—4%.

В моторном полете производная коэффициента момента складывается:

$$m_y^\beta = m_{y_{в.ом}}^\beta + m_{y_{кр}}^\beta + m_{y_{\phi}}^\beta + m_{y_{в}}^\beta.$$

Коэффициент момента от вертикального оперения равен:

$$m_{y_{в.ом}}^\beta = -A_{в.о} k_m a_{в.о} + \frac{\sqrt{1+B_{в}-1}}{\sqrt{1+B_{в}}} \bar{S}_{в.о\ обд}^*.$$

Аналогично формулам горизонтального оперения запишем:

$$k_m = k_\phi (1 + \bar{S}_{в.о\ обд} B).$$

Для расчета дестабилизирующего момента от винта можно воспользоваться эмпирической формулой:

$$m_{y_{в}}^\beta = 0,0036 \frac{F_{в} x_{в}}{S b_A}.$$

Величина этого коэффициента момента для современных моделей с поршневыми двигателями невелика, так как малы диаметры винтов. Подсчитывать его следует только для резиномоторных моделей.

### Устойчивость вокруг оси $x$

Разница в углах атаки крыльев вызовет поперечный момент:

$$M_{x_{кр}} = - \sum_{j=1}^n c \Delta Y_j z_j = - \frac{\beta^\circ}{57,3} q c \sum_{j=1}^n C_{y_j}^\circ \psi_j^\circ S_j z_j.$$

Здесь  $c$  — опытный коэффициент. Он учитывает характер работы крыла с закругленными концами в косом потоке. Для крыла с полукруглыми концами  $c \approx 0,85$ , с прямыми законцовками  $c \approx 1$ .

Производная коэффициента момента крыла вокруг оси  $x$  будет:

$$m_{x_{кр}}^\beta = \frac{M_x}{qSl} = -c \frac{1}{Sl} \sum_{j=1}^n C_{y_j}^\circ \psi_j^\circ S_j z_j.$$

---

\* Для упрощения нижний индекс  $y_{в}$  в дальнейшем опускаем.

В боковой устойчивости за характерный размер принят размах  $l$  и все коэффициенты отнесены к размаху, а не к САХ крыла, как это было в продольной устойчивости.

У моделей высокопланов пилоны, или громоздкие фюзеляжи, при боковом скольжении на нижней стороне крыла создают повышенное давление, которое вызывает момент:

$$m_{x \text{ пил}}^{\beta} = -1,3 \frac{n_{\Phi}^2 b_{\text{корн}}}{Sl},$$

где  $h_{\Phi}$  — высота пилона (фюзеляжа), м;  
 $b_{\text{корн}}$  — корневая хорда крыла или средняя хорда пилона, если последняя меньше.

Суммарный момент равен:

$$m_x^{\beta} = m_{x \text{ кр}}^{\beta} + m_{x \text{ ф}}^{\beta}.$$

Моментами  $m_x$ , создаваемыми тонким фюзеляжем, вертикальным оперением и другими частями, ради упрощения пренебрегаем, так как они небольшие.

### Соотношение между путевой и поперечной устойчивостью

Как уже говорилось, между  $m_y^{\beta}$  и  $m_x^{\beta}$  существует вполне определенное соотношение, которое исключает как спиральную, так и колебательную неустойчивость. Однако величина этого соотношения зависит не только от площади вертикального оперения или крыла, но и от других факторов, в частности от моментов инерции модели вокруг осей  $x$  и  $y$ . Теоретически этот вопрос исключительно сложный и до настоящего времени не имеет простого решения. Все графики соотношений между площадью вертикального оперения и  $V$  крыла, приводимые в пособиях по авиамоделизму, являются результатом обработки статистики.

Как следует из теории боковой динамической устойчивости модели, при углах тангажа  $\vartheta < \pm 4^\circ$  избежать спиральной неустойчивости можно, если

$$m_x^{\beta} > \frac{-0,2C_y}{-0,02C_y^2 + 2m_{y \text{ в.о}}^{\beta} L_{\text{в.о}}} m_y^{\beta}.$$

Граница колебательной неустойчивости при существующих параметрах модели на режиме планирования лежит далеко и для модели не так опасна.

### Боковые силы при скольжении модели

При движении со скольжением модель встречает поток под углом  $\beta$ , который в данном случае играет роль угла атаки. В результате на вертикальном оперении, фюзеляже и крыле появляются боковые силы  $C_z^\beta = C_{z\text{ в.о}}^\beta + C_{z\text{ кр}}^\beta + C_{z\text{ ф}}^\beta$ .

По аналогии с предыдущими выводами также легко получить:

$$C_{z\text{ в.о}}^\beta = -k_\phi a_{\text{в.о}}, \quad \bar{S}_{\text{в.о}} C_{z\text{ кр}}^\beta = -\frac{1}{S} \sum_{j=1}^n C_{y_j}^\alpha \sin^2 \psi_j S_j.$$

Для фюзеляжа можно пользоваться эмпирической формулой:

$$C_{z\text{ ф}}^\beta = -0,28 \bar{S}_{\text{бок.ф}},$$

где  $\bar{S}_{\text{бок.ф}} \approx \frac{0,8 l_\phi h_\phi}{S}.$

Величину боковой силы теперь легко рассчитать:

$$Z = C_z^\beta \beta q S.$$

### Уравновешивание реакции винта

На вращение винта затрачивается момент. По закону Ньютона точно такой же момент, только в противоположную сторону, передается и на модель. Кренящий момент от винта может привести к крену и развороту модели. Лучше всего ликвидировать реакцию винта, повернув ось винта в сторону вращения.

Выведем формулу для угла поворота оси винта. Коэффициент момента от двигателя равен:

$$m_x^{\text{мотор}} = \frac{2M}{\rho V^2 S l}.$$

Если известны мощность и число оборотов мотора, крутящий момент можно подсчитать по известной формуле:

$$M = 716,2 \frac{N}{n} = 716,2 \frac{1}{60} \frac{N}{n_s} \text{ кгм.}$$

В полете всегда соблюдается равенство  $\eta N = \frac{PV}{75}$ .

Отсюда  $N = \frac{PV}{75\eta}$ . Подставив эти значения в  $m_x^{\text{морг}}$ , получим:

$$\begin{aligned} m_x^{\text{морг}} &= \frac{716,2}{75 \cdot 60} \cdot \frac{2PV}{\rho V^2 S \ln_s \eta} = 0,159 \frac{BV}{\ln_s \eta} \cdot \frac{F_B}{S} = \\ &= 0,16 \frac{B\lambda}{\eta} \cdot \frac{D}{l} \cdot \frac{F_B}{S}. \end{aligned}$$

Здесь использованы формулы (см. стр. 73 и 131) из теории винтов:

$$B = \frac{2P}{\rho V^2 F_B} \quad \text{и} \quad \lambda = \frac{V}{Dn_s}.$$

Но этот момент не целиком передается на модель, а частично. Связано это с тем, что закрученная струя, идущая от винта, встречая обычно на своем пути крыло, стабилизатор и киль, в определенной мере выпрямляется, а на всех этих частях модели при этом развиваются силы, кренящие модель в сторону, обратную реакции винта. Для учета выпрямления струи введем в формулу некоторый поправочный коэффициент  $\kappa$ .

$$m_x^{\text{морг}} = 0,16 \cdot \frac{B\lambda}{\eta} \cdot \frac{D}{l} \cdot \frac{F_B}{S} \cdot \kappa.$$

Теоретический расчет величины поправочного коэффициента довольно сложен. В первом приближении можно рекомендовать принимать для него следующие значения.

Если струю от винта пересекают около ее центра крыло, стабилизатор и киль, то  $\kappa \approx 0,3$ ; если пилон крыла, стабилизатор и киль —  $\kappa \approx 0,4$ ; если стабилизатор и киль —  $\kappa \approx 0,5$ ; один киль —  $\kappa \approx 0,7$ .

Кренящий момент от двигателя вызовет полет модели с некоторым углом скольжения. При полете с углом скольжения в  $1^\circ$  происходит изменение момента (крыло с одним V):

$$\Delta m_x = -0,0174 \cdot c \cdot \bar{z} \cdot a_{\text{кр}} \psi^\circ; \quad \bar{z} = \frac{z}{l}.$$

Следовательно, угол скольжения, при котором момент от двигателя уравнивается восстанавливающим моментом V-образного крыла, будет:

$$\beta^{\circ} = - \frac{m_x^{\text{мотор}}}{\Delta m_x} = 9,2 \frac{B \lambda}{c z a_{\text{кр}} \psi^0 \eta} \cdot \frac{D}{l} \cdot \frac{F_B}{S} x.$$

Полет со скольжением дает дополнительное сопротивление при несимметричном обтекании потоком. В начале на малых углах скольжения ( $5-6^{\circ}$ ) оно незначительное, затем растет очень быстро. Рекомендуемый верхний предел угла скольжения около  $\beta \approx 8-10^{\circ}$ . Это одно из ограничений диаметра винта резиномоторной модели.

При полете со скольжением на киле возникают момент устойчивости, безразмерный коэффициент которого будет равен:

$$m_{y_{в.о}} = A_{в.о} \cdot a_{в.о} \cdot k_m \beta.$$

Чтобы компенсировать его, нужно создать момент от тяги. Развернем ось винта на некоторый угол  $\epsilon$ . Момент от винта будет равен:

$$M_{yв} = 0,0174 P x_{в} \epsilon^{\circ},$$

где  $x_{в}$  — расстояние от втулки винта до центра тяжести модели, м. Коэффициент момента от винта:

$$m_{yв} = \frac{0,0174 \cdot 2 P x_{в}}{\rho V^2 S l} \epsilon^{\circ} = 0,0174 \cdot B \frac{F_B}{S} \cdot \frac{x_{в}}{l} \epsilon^{\circ}.$$

Приравняем  $m_{y_{в.о}}$  и  $m_{yв}$  и найдем угол поворота оси винта:

$$\begin{aligned} \epsilon^{\circ} &= \frac{A_{в.о} a_{в.о} k_m \beta}{0,0174 B \cdot \frac{F_B}{S} \cdot \frac{x_{в}}{l}} x = 530 A_{в.о} \cdot k_m \cdot \frac{1}{c} \cdot \frac{a_{в.о}}{a_{кр}} \times \\ &\times \frac{\lambda}{\eta} \cdot \frac{D}{x_{в}} \cdot \frac{1}{z} \cdot \frac{1}{\psi^0} x. \end{aligned}$$

Прямолинейность полета модели сохраняется, так как величины, входящие в формулу  $\epsilon^{\circ}$ , остаются неизменными.

В резиномоторной модели момент на валу винта переменный, и добиться строго прямолинейного полета у нее значительно труднее, чем у модели с поршневым мотором.



Приводимая формула для  $\epsilon^0$  дает достаточно правительные результаты только для моделей с поршневыми двигателями.

В резиномоторных моделях необходимо еще учитывать поперечную силу от косо́й обдувки винта.

Формула интересна прежде всего тем, что показывает, какие факторы куда действуют.

### III. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА МОДЕЛИ. УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ

#### Моменты инерции модели

В теории устойчивости и управляемости модели большую роль играют моменты инерции.

Как известно из физики, момент инерции груза  $G$  ( $\text{кг}$ ), расположенного на расстоянии  $r$  ( $\text{м}$ ) от оси, равен:

$$I_1 = \frac{G}{g} r^2,$$

где  $g=9,81 \text{ м/сек}^2$  — земное ускорение. Момент инерции стержня весом  $G$  и длиной  $r$ , расположенного одним концом на оси и перпендикулярного к ней, равен:

$$I_2 = \frac{1}{3} \frac{G}{g} r^2,$$

а если ось проходит через центр стержня, то

$$I_3 = \frac{1}{12} \cdot \frac{G}{g} r^2.$$

Применим эти формулы к модели. Момент инерции модели вокруг оси  $z_1$  будет складываться в основном из момента инерции оперения, двигателя, груза и фюзеляжа:

$$I_z = \frac{G_{\text{оп}}}{g} L_{\text{оп}}^2 + \frac{G_{\text{м}}}{g} L_{\text{м}}^2 + \frac{G_{\text{гр}}}{g} L_{\text{гр}}^2 + \frac{G_{\text{ф}}}{3gL_{\text{ф}}} (L_{\text{ф.н}}^3 + L_{\text{ф.хв}}^3),$$

момент инерции относительно оси  $x_1$  — от момента инерции крыла:

$$I_x = \frac{1}{12} \frac{G_{\text{кр}}}{g} l^3,$$

момент инерции относительно оси  $y_1$  — от момента инер-

ции крыла, оперения, двигателя, грузов и фюзеляжа:

$$I_y = \frac{1}{12} \frac{G_{кр}}{g} l^2 + \frac{G_{оп}}{g} L_{оп}^2 + \frac{G_m}{g} L_m^2 + \frac{G_{гр}}{g} L_{гр}^2 + \\ + \frac{G_{ф}}{3g L_{ф}} (L_{ф.н}^3 + L_{ф.хв}^3).$$

Здесь  $L_{ф.н}$  и  $L_{ф.хв}$  — длина носовой и хвостовой частей фюзеляжа. За центр вращения принимается центр тяжести. В теории устойчивости фигурируют так называемые безразмерные моменты инерции модели относительно осей  $x_1, y_1, z_1$ , равные:

$$i_z = \frac{I_z}{mb_A^2}, \quad i_x = \frac{4I_x}{ml^2}, \quad i_y = \frac{4I_y}{ml^2},$$

где  $m = \frac{G}{g}$  — масса модели.

### Моменты в криволинейном и неустановившемся полете

Мы рассматривали силы и моменты, действующие на модель в прямолинейном и установившемся полете, т. е. когда направление движения модели, угол атаки, угол крена и т. п. остаются неизменными во все время движения. Но такое движение является частным случаем полета, который в общем случае представляет собой неустановившееся криволинейное движение. Такого, на-

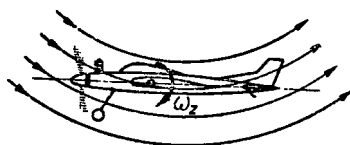


Рис. 90. Обтекание модели искривленным потоком

пример, движение пилотажной модели, парящей моторной и резиномоторной модели во время набора высоты, планера при полете в болтанку и т. п.

При криволинейном и неустановившемся полетах

появляются дополнительные моменты, которые играют большую роль и оказывают порой решающее влияние на характер движения, устойчивость и управляемость модели. К рассмотрению этих моментов сейчас и перейдем.

Пусть модель летит по некоторому радиусу. В результате поток, обтекающий модель, искривится (рис. 90) и будет обтекать модель под другими углами, чем в прямолинейном полете. Следовательно, силы и моменты,



Рис. 91. Фактическое изменение геометрии профиля в криволинейном полете

действующие на модель, получаются другие. В частности, если взять симметричный профиль крыла, обтекаемый искривленным потоком, и привести его к обтеканию прямолинейным потоком, то сам профиль искривится и из симметричного станет вогнутым (рис. 91).

Рассмотрим дополнительный продольный момент от вращения, создаваемый горизонтальным оперением. При вращении модели с угловой скоростью  $\omega_z$  угол атаки горизонтального оперения изменится на величину (рис. 92)

$$\Delta \alpha_{г.о} = \operatorname{arctg} \frac{\omega_z L_{г.о}}{V_{г.о}} \approx \frac{\omega_z L_{г.о}}{V k_\phi V}.$$

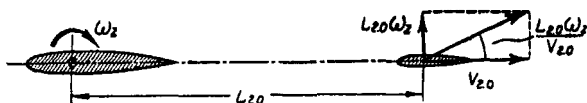


Рис. 92. Изменение угла атаки горизонтального оперения при вращении модели

В результате на оперении появится дополнительная подъемная сила, которая создает дополнительный момент:

$$M_{z_{г.о} \omega_z} = -\Delta Y_{г.о} L_{г.о} = -a_{г.о} S_{г.о} L_{г.о} q \sqrt{k_\phi} \frac{\omega_z L_{г.о}}{V}.$$

Этот момент появляется при вращении и всегда препятствует вращению модели. Он называется демпфирующим моментом. Однако демпфирующий момент не может вернуть модель в исходное положение.

Как видно из выражения, для  $M_{z_{г.о} \omega_z}$  при изменении знака угловой скорости он также меняет знак. Таким образом, если модель прекратит начавшееся вращение и будет возвращаться к исходному положению, то демпфирующий момент горизонтального оперения будет препятствовать этому возвращению точно так же, как он препятствовал вращению от положения равновесия. Это замечание относится ко всем демпфирующим моментам.

При анализе движения модели вместо действительной угловой скорости  $\omega_z$  удобнее пользоваться безразмерной угловой скоростью  $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}$ .

Переходя от момента к коэффициенту момента и вводя обозначение  $\bar{\omega}_z$ , получим:

$$m_{z_{г.о} \omega_z} = -a_{г.о} A_{г.о} \bar{L}_{г.о} \sqrt{\bar{k}_\phi} \bar{\omega}_z.$$

В принятых нами величинах это будет равно:

$$m_{z_{г.о}}^{\bar{\omega}_z} = -a_{г.о} \bar{A}_{г.о} \bar{L}_{г.о} \sqrt{\bar{k}_\phi}.$$

Демпфирующий момент модели складывается из демпфирующего момента горизонтального оперения, крыла и фюзеляжа. Демпфирующий момент от крыла невелик и им пренебрегают, демпфирование громоздких фюзеляжей может достигать  $0,2 m_{z_{г.о}}^{\omega_z}$ . Для большинства моделей с достаточной степенью точности можно принять, что полный продольный демпфирующий момент модели равен  $m_z^{\bar{\omega}_z} \approx m_{z_{г.о}}^{\bar{\omega}_z}$ .

При неустановившемся движении условия обтекания горизонтального оперения нельзя оценивать только по данному моменту времени. Например, рассмотрим более детально процесс, который происходит при изменении угла атаки. Пусть в данный момент времени  $t$  крыло имеет угол атаки  $\alpha$ , а следовательно, за ним будет и определенный скос потока. Но ввиду того, что горизонтальное оперение находится на некотором расстоянии за крылом, требуется время, чтобы этот скос достиг оперения. Скос потока у оперения будет не такой, какой есть в данный

момент времени, а тот, который был некоторое время  $\tau$  назад, т. е. в момент  $t_1 = t - \tau$ . Время  $\tau$  необходимо для того, чтобы измененный снос потока достиг оперения. Оно равняется  $\tau = \frac{L_{c.o}}{\sqrt{k_\Phi} V}$ . В итоге угол атаки у оперения будет как в момент  $t_1$ , что вызовет момент:

$$m_z^a = m_{z \Gamma.o}^{\omega_z} \frac{C_y^a}{\pi \lambda}.$$

Здесь  $\alpha = \frac{\Delta \alpha}{\Delta t}$  характеризует скорость изменения угла атаки по времени. По своему численному значению  $m_z^a$  равняется примерно половине  $m_{z \Gamma.o}^{\omega_z}$ .

Перейдем к демпфирующим моментам крыла, возникающим при вращении модели вокруг осей  $x_1$  и  $y_1$ . При вращении крыла относительно оси  $x_1$  одна половина крыла встречает поток под большим углом, другая —

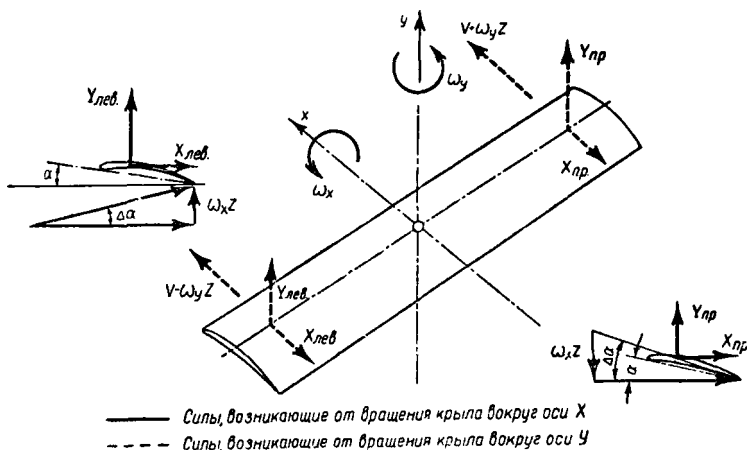


Рис. 93. Схема сил, действующих на крыло при вращении вокруг осей  $x$  и  $y$

под меньшим (рис. 93). В результате на опускающемся крыле появляется большая подъемная сила, на поднимающемся — меньшая, вызывающие демпфирующий момент, производная коэффициента которого равна:

$$m_{x \text{ кр}}^{\omega_x} = -\frac{\xi}{2} k_i C_y^a,$$

где  $\xi = \frac{\eta + 3}{6(\eta + 1)}$ , а  $k_i \approx 0,9(0,5 + 0,033\lambda)$ ,  $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{V}$ .

Увеличенное же сопротивление на опускающемся крыле и уменьшенное на поднимающемся вызовет момент относительно оси  $y$ :

$$m_{y_{кр}}^{\bar{\omega}_x} = -\xi \left( \frac{C_y^a}{\pi\lambda} - 1 \right) k_i C_y.$$

При вращении крыла вокруг оси  $y_1$  скорость крыла, идущего вперед, будет складываться со скоростью потока, идущего назад, — вычитаться. В результате от дополнительной подъемной силы и сопротивления возникнут моменты, характеризующиеся:

$$m_{y_{кр}}^{\bar{\omega}_y} = -\xi \left[ C_{x1} - C_y \left( \frac{C_y^a}{\pi\lambda} - 1 \right) \alpha k_i \right];$$

$$m_{x_{кр}}^{\bar{\omega}_y} = -\frac{\xi}{2} (2 - k_i) C_y.$$

Здесь  $C_{x1} = C_x - C_y \alpha$ ,  $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y \cdot l}{V}$ .

Демпфирующие моменты крыла относительно осей  $x_1$  и  $y_1$  являются основными. При вращении вокруг оси  $y_1$  значительный момент создает еще вертикальное оперение:

$$m_{y_{в.о}}^{\bar{\omega}_y} = -2m_{y_{в.о}}^{\beta} \frac{L_{в.о}}{l}.$$

Таким образом, демпфирующие моменты всей модели равны:

$$m_x^{\omega_x} \approx m_{x_{кр}}^{\omega_x}; \quad m_y^{\omega_y} \approx m_{y_{кр}}^{\omega_y} + m_{y_{в.о}}^{\omega_y};$$

$$m_x^{\omega_y} \approx m_{x_{кр}}^{\omega_y}; \quad m_y^{\omega_x} \approx m_y^{\omega_x*}.$$

---

\* Чтобы упростить обозначения, в дальнейшем черту в обозначениях производных демпфирования опускаем.

## Управляемость модели

В разделе продольной устойчивости модели говорится, что при повороте горизонтального оперения на единственный угол возникает момент  $m_z^{\varphi} = -a_{г.о} A_{г.о} k_{\varphi}$ , а на угол  $\varphi$ , следовательно,  $m_z = m_z^{\varphi} \varphi$ . Там же говорилось, что руль высоты менее эффективен, чем стабилизатор, на величину  $n_b = \sqrt{\bar{S}_b}$ , а поэтому  $\varphi = n_b \delta_b$ . Если все это подставить в формулу  $m_z$ , то получим следующую зависимость  $m_z$  от отклонения руля высоты:

$$m_z = -a_{г.о} A_{г.о} k_{\varphi} n_b \delta_b$$

или

$$m_z^{\delta_b} = -a_{г.о} A_{г.о} k_{\varphi} n_b.$$

Повторяя рассуждения относительно руля направления, можно получить идентичную формулу:

$$m_y^{\delta_n} = -a_{в.о} A_{в.о} k_{\varphi} n_n,$$

где  $n_n = \sqrt{\frac{S_n}{S_{в.о}}}$ .

Для элеронов формула имеет вид:

$$m_x^{\delta_{\varepsilon}} = -k_{\varepsilon} C_y \frac{S_{обс. \varepsilon}}{S} \frac{l_{\varepsilon}}{2l} n_{\varepsilon},$$

где  $k_{\varepsilon} \approx 0,6 + 0,066 (\eta - 1)$ ;

$S_{обс. \varepsilon}$  — площадь крыла, обслуживаемая элеронами;

$l_{\varepsilon}$  — размах между серединами элеронов;

$n_{\varepsilon} = \sqrt{\frac{b_{\varepsilon}}{b}}$  — коэффициент эффективности элерона. Здесь  $b_{\varepsilon}$  — хорда элерона;  $b$  — хорда крыла в середине элерона. Величины  $m_z^{\delta_b}$ ,  $m_y^{\delta_n}$ ,  $m_x^{\delta_{\varepsilon}}$  характеризуют эффективность органов управления.

При маневре органами управления приходится создавать дополнительный момент для преодоления момента инерции модели. Относительно оси  $z$  он равен  $M_z = I_z \ddot{\xi}_z$ ,

где  $\xi_z$  — угловое ускорение модели вокруг оси  $z$ . Запишем этот момент через структурную формулу:

$$M_z = I_z \xi_z = m_z q S b_A.$$

Отсюда легко получить производную коэффициента момента инерции модели  $m_z^{\xi z}$ . Производные относительно других осей записываются аналогично:

$$m_z^{\xi z} = \frac{I_z}{\rho S b_A}, \quad m_x^{\xi x} = \frac{I_x}{\rho S l}, \quad m_y^{\xi y} = \frac{I_y}{\rho S l}.$$

При неустановившемся маневре руль высоты должен преодолеть моменты: балансировочный угла  $\alpha$ , демпфирующий, момент от запаздывания скоса потока и инерционный. Элероны — демпфирующие моменты от угловых скоростей  $\omega_x$  и  $\omega_y$ , балансированный угла  $\beta$  и инерционный. Руль направления — те же моменты, что и элероны. Запишем сумму всех моментов относительно каждой из осей. Из условия равновесия они должны равняться нулю. Сократим их на постоянные члены  $q S b_A$  и  $q S l$ . Уравнения будут иметь вид:

$$\begin{aligned} m_z^a \alpha + m_z^{\omega z} \bar{\omega}_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\xi z} \xi_z + m_z^{\delta_B} \delta_B &= 0; \\ m_x^{\omega x} \bar{\omega}_x + m_x^{\omega y} \bar{\omega}_y + m_x^{\beta} \beta + m_x^{\xi x} \xi_x + m_x^{\delta_9} \delta_9 &= 0; \\ m_y^{\omega x} \bar{\omega}_x + m_y^{\omega y} \bar{\omega}_y + m_y^{\beta} \beta + m_y^{\xi y} \xi_y + m_y^{\delta_n} \delta_n &= 0. \end{aligned}$$

Отсюда легко получить требуемые углы отклонения рулей при любом маневре:

$$\begin{aligned} \delta_B &= - \frac{1}{m_z^{\delta_B}} (m_z^a \alpha + m_z^{\omega z} \bar{\omega}_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\xi z} \xi_z); \\ \delta_9 &= - \frac{1}{m_x^{\delta_9}} (m_x^{\omega x} \bar{\omega}_x + m_x^{\omega y} \bar{\omega}_y + m_x^{\beta} \beta + m_x^{\xi x} \xi_x); \\ \delta_n &= - \frac{1}{m_y^{\delta_n}} (m_y^{\omega x} \bar{\omega}_x + m_y^{\omega y} \bar{\omega}_y + m_y^{\beta} \beta + m_y^{\xi y} \xi_y). \end{aligned}$$

Получив из решения уравнений движения модели при маневре зависимости  $\bar{\omega}_z$ ,  $\bar{\omega}_x$ ,  $\bar{\omega}_y$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ , в функции времени, можно по приводимым выше равенствам рассчитать требуемые углы отклонения рулей по времени для выполнения данного маневра.



Задаваясь определенной маневренностью модели, можно определить необходимые размеры органов управления. При конкретных расчетах формулы значительно упрощаются, так как нас обычно интересует отклонение одного руля. Кроме того,  $m_z^{\xi}$  и  $m_x^{\xi}$  малы и их можно не учитывать.

### Парение модели

Парение — это способность модели увеличивать время своего полета за счет различных видов движения воздуха.

Для парения могут быть использованы вертикальные потоки различного происхождения, а также разность кинетической энергии отдельных движущихся масс воздуха. Парение в последнем случае называется динамическим.

В принципе возможны три вида динамического парения: в ветре с вертикальными пульсациями, в порывистом ветре и в ветре с переменной скоростью по высоте.

Парение в восходящих потоках наиболее изучено и широко используется. Динамическое парение изучено очень мало.

Рассмотрим более подробно различные виды потоков в атмосфере и энергию, которую может получить от них модель.

### Парение в восходящих потоках

Наибольшие возможности для парения дает использование термических потоков. Такие потоки появляются главным образом в жаркие дневные часы в основном в первой половине дня.

Чистый воздух почти не поглощает солнечных лучей. Достигая земной поверхности, лучи нагревают почву, от которой уже нагревается и воздух.

В результате над поверхностью земли образуется слой теплого воздуха, прижатого сверху слоями более холодного воздуха. Слой теплого воздуха неустойчив, так как, имея меньший удельный вес, он стремится подняться вверх. Достаточно, чтобы в каком-либо месте

скопилось большее количество воздуха, чтобы образовалось возвышение из воздуха, которое с течением времени вытягивается в виде гигантской «капли» и уносится верх. В дальнейшем, после охлаждения и конденсации водяных паров, они превращаются в кучевые облака.

Почти всегда это происходит над более темными участками земной поверхности (вспаханное поле, скошенный луг и т. п.), которые нагреваются наиболее сильно. К таким местам теплый воздух подтекает с боков, и к этому месту термический поток как бы оказывается «привязанным». Часто отдельные «капли» над таким местом сливаются в один общий вертикальный поток. Уметь находить такие потоки — важная часть искусства моделиста.

Достаточной для парения моделей скорости термические потоки достигают на высоте 30—50 м и выше (рис. 94, а).

Днем безветренная погода — редкое явление. Чаще всего днем бывает ветер в 3—6 м/сек. Ветер, встречая на своем пути различные препятствия, образует потоки обтекания. Если на его пути встречается длинный и пологий склон, например склон большого холма или возвышенности, то перед ними образуются зоны восходящих потоков, которые могут быть использованы для парения модели (рис. 94, б).

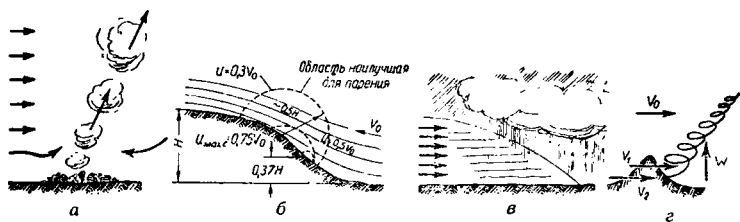


Рис. 94. Виды восходящих потоков:

а — термические; б — на склоне; в — перед грозой; г — вертикальные вихри

Помимо термических и восходящих потоков, на склонах очень часто образуются вертикальные вихри. Они могут появляться в результате термодинамических явлений в атмосфере, неравномерного движения воздуха при обтекании холмов или других значительных препятствий.

Если при обтекании холма скорость по какой-либо причине с одной стороны холма больше, чем с другой, то

в таком случае получается разность давлений и воздух, обтекая холм сзади, приобретает угловую скорость. Ветер будет относить образующийся вихрь в сторону, а воздух, подходящий из области высокого давления, поднимет его вверх (рис. 94, з). Получается вихревой восходящий поток воздуха. Диаметр таких вихрей может достигать десятков и сотен метров, а сами вихри могут иметь значительную силу.

Сильные восходящие потоки образуются перед грозой. Массы холодного воздуха, вторгаясь снизу в теплый воздух, поднимают его и он образует густые кучевые облака, переходящие в грозовые тучи (рис. 94, в). Использовать такие потоки трудно из-за сильного порывистого ветра, предшествующего грозе.

Во всех восходящих потоках скорость снижения модели равна разности между вертикальной скоростью модели и вертикальной скоростью восходящего потока.

## Динамическое парение

Вертикальные пульсации при ветре могут образоваться вследствие трения движущегося воздуха о землю, а также в атмосфере вблизи границы ветров разной скорости или направления.

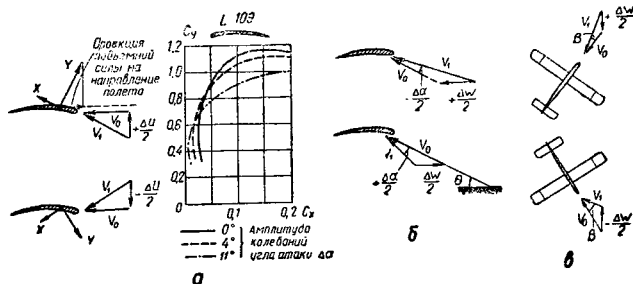


Рис. 95. Динамическое парение модели:

а — в потоке с вертикальными пульсациями; б — в потоке с частыми горизонтальными пульсациями; в — автоматическая синхронизация времени виража модели с периодом больших порывов ветра

В результате действия вертикальных пульсаций лобовое сопротивление модели уменьшается и даже может стать положительным, т. е. превратиться в тягу. На

рис. 95, а приведены результаты продувок крыла в пульсирующем потоке, из которых видно значительное возрастание качества профиля.

Физика явления здесь следующая.

При сложении скорости полета  $V_0$  с вертикальной составляющей ветра  $\frac{\Delta U}{2}$  (рис. 95, а) угол атаки про-

филя крыла увеличивается. Подъемная сила, которая направлена всегда перпендикулярно потоку в области крыла  $V_1$ , наклоняется вперед и ее проекция на горизонталь дает составляющую, которая уменьшает сопротивление. При пульсации сверху картина аналогичная. Приращенные подъемных сил при восходящих и нисходящих пульсациях примерно компенсируют друг друга, а уменьшенное сопротивление (или тяга) остается. Работа крыла в потоке с вертикальными пульсациями идентична работе машущего крыла птицы, которое, как известно, создает не только подъемную силу, но и тягу. Сопротивление при этом можно рассчитать по формуле:

$$C_{x \text{ пульс}} \approx \frac{C_y^a}{2} \Delta \alpha^2 - C_x,$$

где  $\Delta \alpha$  — амплитуда колебаний угла вектора скорости в радианах.

При больших колебаниях вектора скорости крыло желательно иметь с автоматически изменяющимся (упругим) углом установки (уменьшающимся при порыве снизу, увеличивающимся при порыве сверху), чтобы оно работало вблизи режимов максимального качества.

В большинстве случаев порывистый ветер состоит из двух колебаний: с малыми периодами продолжительностью 1—3 сек. и с амплитудой скорости, равной  $\pm 0,2 W_0$  ( $W_0$  — средняя скорость ветра), и с большими периодами, от 10 до 60 сек., и амплитудами около  $\pm 0,3 W_0$ .

Действие малых горизонтальных пульсаций ветра аналогично действию вертикальных пульсаций. Обозначим через  $\Delta W$  амплитуду колебаний силы ветра при малых пульсациях. Тогда, как видно из рис. 95, б, нарастание скорости ветра на  $+\frac{\Delta W}{2}$  уменьшит угол атаки крыла (точнее, угол направления вектора скорости) на

$-\frac{\Delta\alpha}{2}$ , а уменьшение скорости ветра на  $-\frac{\Delta W}{2}$  от среднего значения  $W_0$  увеличит угол атаки на  $+\frac{\Delta\alpha}{2}$ . Из рис. 95, б следует, что изменение угла атаки равно  $\frac{\Delta\alpha_1}{2} = \theta \frac{\Delta W}{2V + \Delta W}$ . Однако горизонтальные пульсации менее эффективны, так как вызывают меньшие колебания угла, чем вертикальные.

При вертикальных колебаниях изменение угла атаки равно  $\frac{\Delta\alpha_2}{2} = \frac{u}{2V}$ . Приравнявая  $\Delta\alpha_1$  и  $\Delta\alpha_2$ , получим,

что горизонтальные пульсации будут иметь одинаковую эффективность, если

$$u = \theta \frac{\Delta W}{1 + \Delta W/2V}.$$

Действие малых горизонтальных пульсаций можно значительно усилить упругой подвеской крыльев.

При нарастании порыва, несмотря на уменьшение угла атаки за счет роста скорости, подъемная сила крыла возрастает на

$$\begin{aligned} \Delta P_1 &= C_y \frac{\rho}{2} S \left( \alpha_0 - \frac{\Delta\alpha_1}{2} \right) \left( V + \frac{\Delta W}{2} \right)^2 - P_0 \approx \\ &\approx P_0 \left( \theta \frac{\Delta W}{2V + \Delta W} + \alpha_0 \frac{\Delta W}{V} \right) \end{aligned}$$

$$\left( \text{при вертикальном порыве на } \Delta P_2 = P \frac{u}{2V\alpha_0} \right).$$

Под действием этой силы упругое крыло, прогибаясь вверх за счет своего движения, уменьшает угол атаки, а при спадании порыва, возвращаясь в первоначальное положение, увеличивает его, увеличивая таким образом амплитуду колебаний угла суммарного вектора скорости. Одновременно уменьшается величина неуравновешенных сил.

Эффект от эластичного крыла можно рассчитать, зная ход среднего сечения полукрыла  $\Delta h$  и время взмаха  $t$ . Он будет равен вертикальной пульсации со скоростью  $u = \frac{\Delta h}{t}$ . Упругость подвески выбирается так, чтобы кры-

ло имело крайнее положение при расчетной величине  $\Delta P_1$ . Чтобы крыло имело больший ход и все его сечения работали равномерно, очевидно, надо иметь крыло, совершающее не вращательные движения вокруг оси, закрепленной на фюзеляже, а вертикальные поступательные колебания.

Использовать порывы ветра с большим периодом для набора высоты можно только в том случае, если модель лежит против ветра, когда он нарастает, и по ветру, когда он убывает. Уменьшение скорости снижения модели относительно земли при этом получается как при полете против ветра, так и при полете по ветру. В противном случае получается не уменьшение, а увеличение скорости снижения. Угол атаки, как это было при быстрых пульсациях, здесь почти не меняется, так как период порывов велик и модель в силу малой инерции успевает приобрести скорость воздуха.

Для того чтобы модель летела против ветра при нарастании порыва и по ветру при спадании порыва, время виража модели и период порывов ветра должны быть близки. При этом происходит их автоматическая синхронизация.

В самом деле, пусть модель стоит не точно против ветра и налетает порыв ветра. Тогда в результате сложения скорости модели  $V_0$  и скорости порыва  $+\frac{\Delta W}{2}$  у модели

появится угол скольжения  $\beta$  и она развернется против ветра (рис. 95, в). Наоборот, при полете модели не точно по ветру и уменьшении скорости ветра модель по инерции будет продолжать двигаться в направлении скорости  $V_0$  и вследствие появления угла скольжения  $\beta$  развернется по ветру.

Рассмотрим увеличение продолжительности полета при использовании горизонтальных порывов ветра. Пусть на модель, летящую со скоростью  $V_0 = 5 \text{ м/сек}$ , набегают встречный порыв ветра  $\Delta W = 3 \text{ м/сек}$ . Суммарная скорость модели относительно воздуха получается равной:

$$V_1 = V_0 + \Delta W = 8 \text{ м/сек.}$$

За счет уменьшения скорости относительно воздуха до нормальной (5 м/сек) модель может набрать дополнительную высоту  $\Delta H = 0,05 (V_1^2 - V_0^2) \approx 2 \text{ м}$ .

При полете по ветру скорость модели относительно земли будет равна скорости относительно воздуха плюс скорость порыва 3 м/сек. Когда порыв ветра утихнет, модель по инерции будет сохранять эту скорость, которая уже станет скоростью относительно воздуха, и за счет уменьшения скорости вновь до 5 м/сек она сможет набрать еще дополнительную высоту 2 м.

Таким образом, при времени виража и периоде порывов 30 сек., планируя с высоты 50 м в течение двух минут, модель может выиграть высоту  $4 \times 4 = 16 \text{ м}$ , планирование с которой увеличит время полета.

Ветер может значительно изменяться с высотой. Так, по замерам одной аэрологической лаборатории, на высотах 2, 16, 32, 123 и 258 м скорость ветра была соответственно равна 3,33; 4,69; 5,4; 7,0; 8,26 м/сек.

Парение в ветре, усиливающемся с высотой, возможно, когда модель набирает высоту против ветра и планирует по ветру. Более подробно процессы, происходящие при этом, разобраны в главе 2 (часть II).

Разновидностью этого вида парения является парение на границе двух течений воздуха, имеющих разные скорости, или направления, когда нет вертикальных пульсаций.

Динамическое парение широко используется птицами.

Следует особенно подчеркнуть, что энергия равномерного дующего однородного ветра телом, находящимся в воздухе, использована быть не может.

Динамически парить, особенно при порывистом ветре и в пульсирующем потоке, могут только модели, имеющие хорошую динамическую устойчивость.

### **Модель и восходящие потоки**

Рассмотрим реакцию модели на восходящий поток. Если модель проходит по краю восходящего потока (рис. 96), то он будет одинаково действовать на крыло и стабилизатор. Поэтому балансированный угол крыла в центральном сечении не изменится. Но концы крыла попадают в различные условия. На правом крыле угол ата-

ки увеличивается на величину  $\Delta\alpha = \frac{\Delta V_y}{V}$ , а на левом — уменьшается. В результате подъемная сила правого крыла становится больше, левого — меньше. Появляется момент  $M_x(Y_j)$ , который накренивает модель влево. При крене модели возникает боковая сила  $Z$ , под действием

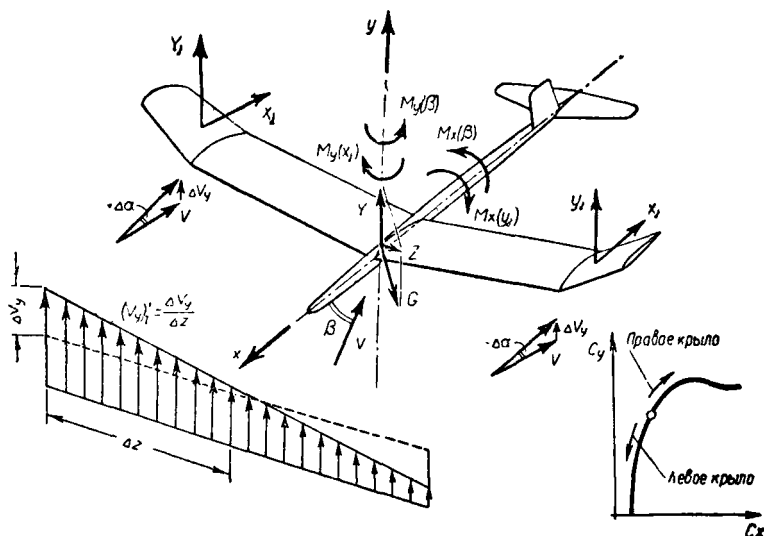


Рис. 96. Силы и моменты, действующие на модель при прохождении ее по краю восходящего потока

которой модель начинает скользить влево с углом  $\beta$ . При скольжении на левое крыло создается поперечный момент  $M_x(\beta)$ , противоположный  $M_x(Y_j)$ , который возрастает с ростом  $\beta$  и, наконец, уравнивает момент от разницы в подъемных силах. Однако от скольжения  $\beta$  возникает еще путевой момент  $M_y(\beta)$ , разворачивающий модель в сторону от восходящего потока.

Но с ростом угла атаки на правом крыле увеличивается не только подъемная сила, но и сопротивление. В результате появляется момент  $M_y(X_j)$ , разворачивающий модель в сторону восходящего потока. Таким образом, в зависимости от того, какой из моментов больше —  $M_y(X_j)$



или  $M_y(\beta)$ , модель повернет в сторону потока или от потока. В первом случае модель будет обладать способностью автоматически затягиваться в поток, во втором — выбрасываться из потока.

Выразим эти условия математически. Предварительно необходимо сделать следующее замечание. Не нужно думать, что если модель спроектирована таким образом, что при увеличении угла атаки на правом крыле (рис. 96)  $C_y$  переходит за максимум и момент  $M_x(Y_j)$  начинает действовать в сторону потока, то еще более увеличится разворачивающий момент к потоку. Под действием  $M(Y_j)$  модель накренится в сторону потока, начнет скользить в эту же сторону, в результате чего угол атаки на правом крыле еще более увеличится, кренящий момент возрастет, уравновесить его будет нечему, модель круто развернется и свалится на крыло.

Запишем уравнение моментов относительно осей  $x$  и  $y$ :

$$M_x(Y_j) + M_x(\beta) = 0,$$

$$M_y(X_j) + M_y(\beta) = M_y.$$

Подъемная сила  $Y_j$  и  $X_j$  в различных сечениях крыла различна. Поэтому разобьем крыло на  $n$  отсеков и просуммируем момент от каждого из них. Тогда предыдущие уравнения можно записать более подробно:

$$\sum_{j=1}^n C_{y_j} \frac{(V_y)'_z z_j}{V} q S_j z_j + m_x^\beta \beta q S l = 0,$$

$$\sum_{j=1}^n C_{x_j} \frac{(V_y)'_z z_j}{V} q S_j z_j + m_y^\beta \beta q S l = m_{y1} q S l.$$

Найдем из первого равенства  $\beta$ , подставим во второе, сократим на  $q$ , вынесем постоянные члены за знак суммы и найдем коэффициент момента, разворачивающий модель.

$$m_{y1} = \frac{1}{S l} \cdot \frac{(V_y)'_z}{V} \left[ \sum_{j=1}^n C_{x_j} S_j z_j^2 - \frac{m_y^\beta}{m_x^\beta} \sum_{j=1}^n C_{y_j} S_j z_j^2 \right].$$

Момент получится тем больше, чем сильнее восходящий поток (разница в вертикальных скоростях на концах крыла) и чем меньше скорость модели. Сама модель будет разворачиваться тем быстрее, чем меньше ее момент инерции вокруг оси  $y$ .

Условие разворота модели в сторону восходящего потока можно записать так:

$$\sum_{j=1}^n C_{xj}^z S_j z_j^2 > \frac{m_y^{\beta}}{m_x^{\beta'}} \sum_{j=1}^n C_{yj}^z S_j z_j^2.$$

С ростом угла атаки  $C_x^z$  возрастает,  $C_y^z$  падает и на некотором угле, достаточно близком к  $C_{y \text{ макс}}$ , записанное неравенство начинает выполняться. Поэтому модель желательно балансировать вблизи  $C_{y \text{ макс}}$ .

Очень важно, чтобы вблизи  $C_{y \text{ макс}}$  работали концы крыла, так как они создают наибольшую долю момента (квадрат плеча  $z_j$ ). В прямоугольном крыле концы крыла имеют меньшие  $C_y$ , чем  $C_y$  балансировки модели (см. рис. 9). Повысить  $C_y$  на концах можно, придавая концам сужение, положительную крутку или устанавливая на концах специальные профили с большими  $C_x^z$  и малыми  $C_y^z$ . Сужение концов наиболее просто конструктивно и снижает число  $Re$  на концах крыла, что, в свою очередь, благотворно влияет на  $C_x^z$  и  $C_y^z$ .

Как следует из записанного условия, площадь вертикального оперения желательна небольшая, чтобы понизить  $m_y^{\beta}$ , а поперечное  $V$  крыла побольше, чтобы повысить  $m_x^{\beta}$ .

Рассмотрим поведение модели при попадании в восходящий поток. Если модель, отрегулированная на прямолинейный полет, попадет на край восходящего потока (рис. 97), в зависимости от знака момента  $m_{y1}$  модель либо отвернет от потока (1), либо развернется в сторону потока. В зависимости от интенсивности и диаметра потока она может или постепенно разворачиваться в сторону потока и начать в нем кружить (2), или развернется настолько сильно, что разворачивающий момент исчезнет, модель подойдет к противоположному краю потока почти перпендикулярно и выйдет из него (3). В случае  $m_{y1} < 0$  положение модели в потоке вообще неустойчи-

вое, модель как бы соскальзывает с потока, отбрасывается им. В случае 2 положение модели в потоке мало устойчивое, так как случайное возмущение может развернуть модель по радиусу и она выйдет из потока.

Если модель отрегулирована для полета на круг, то она подходит к краю потока по касательной, и в том случае, когда она обладает способностью разворачиваться в сторону потока ( $m_{y1} > 0$ ), поток будет интенсивно раз-

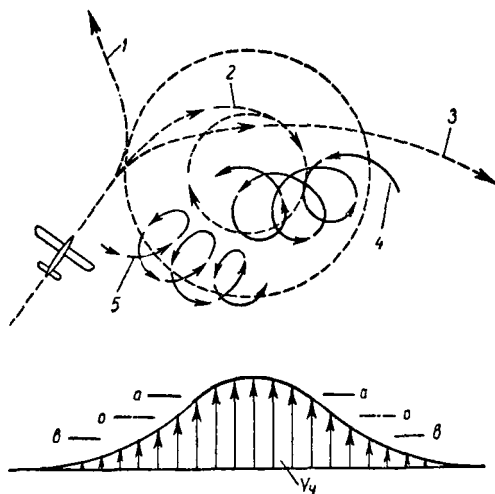


Рис. 97. Реакция модели на поток

ворачивать ее в свою сторону 4. Следовательно, такая модель будет иметь устойчивое положение в потоке.

Если же  $m_{y1} < 0$ , то при подходе к краю потока радиус разворота модели будет увеличиваться. Руль препятствует обратному выходу модели 5. В зависимости от соотношения рулевого разворачивающего момента и  $m_{y1}$  модель может либо войти обратно в поток, либо пойдет по краю потока. Положение ее в потоке малоустойчивое. Если модель при  $m_{y1} > 0$  уменьшает свой радиус разворота и подходит ближе к центру потока в область больших вертикальных скоростей (сечение  $a-a$  на рис. 97), то модель, имеющая  $m_{y1} < 0$ , увеличивает радиус виража, оттесняется к краю потока, в область малых  $V_y$ .

Реакция модели на нисходящий поток прямо противоположна реакции модели на восходящий, т. е. модель, устойчивая в восходящем потоке, будет неустойчивой в нисходящем, и модель, неустойчивая в восходящем, будет устойчивой в нисходящем потоке.

### Маневренность модели

Посмотрим, от каких факторов зависит маневренность модели. Если модель летит горизонтально (рис. 98), то для того, чтобы заставить ее лететь по криволинейной траектории и уравновесить появляющуюся при этом центробежную силу, необходимо значительно увеличить подъемную силу, причем подъемная сила должна превы-

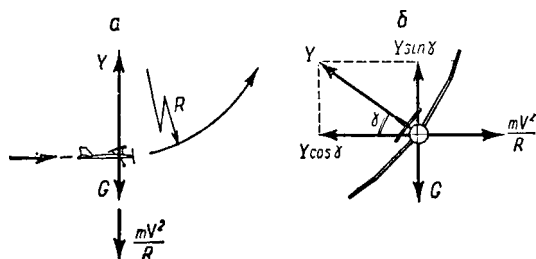


Рис. 98. Силы, действующие на модель:  
а — при входе в петлю; б — при выходе

шать вес модели. На вираже модель имеет крен во внутреннюю сторону круга, подъемная сила становится наклонной, и для того, чтобы ее проекция могла уравновесить вес модели, подъемная сила должна быть больше веса (рис. 98, б). Таким образом, как при вертикальном, так и при горизонтальном маневре должна быть обеспечена возможность получения подъемной силы, превышающей вес модели, или, другими словами, полетной перегрузки  $n_y = \frac{Y}{G}$ . Чем большую перегрузку позволяет

создать модель, тем более маневренной она будет.

Запишем перегрузку более подробно. Подставим значение  $Y$  в криволинейном полете и значение  $Y$  в горизонтальном полете, т. е. когда  $Y_{г.п} = G$ . После сокращения

общих членов получим, что перегрузка равна:

$$n_y = \frac{C_y V^2}{C_{y \text{ г.п}} V_{\text{г.п}}^2}.$$

В первое время после начала маневра скорость изменяется незначительно и перегрузка равна  $n_y = \frac{C_y}{C_{y \text{ г.п}}}$ . От-

сюда следует, что для улучшения маневренности модели необходимо увеличивать величину  $C_y$  при выполнении маневра и понижать  $C_{y \text{ г.п}}$  горизонтального полета, или в более общем случае —  $C_y$  начала маневра. Величина  $C_y$  ограничена  $C_{y \text{ макс}}$ , а коэффициент подъемной силы в горизонтальном полете равен  $C_{y \text{ г.п}} = \frac{16\sigma}{V^2}$ . Чтобы пони-

зить его, надо уменьшать нагрузку и повышать скорость путем увеличения мощности двигателя. Величина скорости оказывает большое влияние на маневренность не только через  $C_{y \text{ г.п}}$ , но и через изменение кинетической энергии модели. При большинстве маневров, особенно в вертикальной плоскости, тяги недостаточно и модель расходует свою кинетическую энергию, понижая скорость. Например, модель делает горку. Тогда за счет понижения скорости с  $V_1$  в начале горки до  $V_2$  в конце горки она за счет своей кинетической энергии сможет набрать высоту (без учета тяги двигателя)

$$\Delta H = \frac{V_1^2}{2g} - \frac{V_2^2}{2g}.$$

Верхний предел величины скорости  $V_1$  ограничен располагаемой мощностью двигателя, нижний предел величины  $V_2$  —  $C_{y \text{ макс}}$ . Чем больше разница между ними, тем большую дополнительную тягу можно получить за счет торможения модели. Но увлекаться слишком большими скоростями  $V_1$  не следует, так как вместе с ростом скорости растет и радиус выполняемого маневра  $R = \frac{V^2}{gn_y}$ .

Обычно из условия удовлетворительной маневренности отношение  $\frac{C_{y \text{ макс}}}{C_{y \text{ г.п}}}$  выбирают в пределах от 3 до 10.

При таком соотношении модель имеет значительный избыток мощности и круто набирает высоту. Поэтому перед началом маневра ее необходимо рулем высоты перевести в горизонтальный полет.

## Полет модели в болтанку

В отличие от самолета, возмущения, действующие на модель при полете в неспокойном воздухе, относительно очень велики. Порывы ветра могут достигать и превышать собственную скорость модели, вертикальные токи воздуха — значительно изменять ее углы атаки. Необходимо, чтобы модель не теряла устойчивости, не «разбалтывалась», быстро гасила возникающие колебания.

При воздействии возмущения на модель необходимо различать три следствия: нарушение балансировки, изменение устойчивости модели и величины неуравновешенных сил, начинающих действовать на модель.

Пусть модель входит в горизонтальный порыв ветра (рис. 99, а). Тогда скорость потока у крыла будет больше,

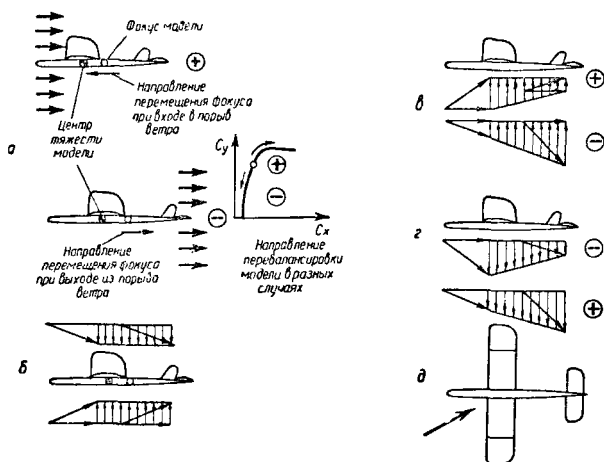


Рис. 99. Полет модели в болтанку:

а — вход в горизонтальный порыв ветра и выход из него; б — равномерный вертикальный порыв; в — вход в неравномерный восходящий порыв и выход из него; г — вход в неравномерный нисходящий порыв и выход из него; д — боковой порыв ветра

чем у оперения, и фокус модели пойдет вперед к центру тяжести, запас устойчивости модели уменьшится, а при достаточно сильном порыве перейдет за центр тяжести и модель на некоторое время потеряет устойчивость. За это

время она может значительно отклониться от горизонтального положения, и какой бы хорошей устойчивостью она ни обладала при полете в спокойном воздухе, она потеряет большую высоту, пока войдет снова в режим нормального полета, погасит возникшие колебания. При частых порывах она может и вообще не войти в установившийся полет.

Одновременно большая скорость у крыла вызовет перебалансировку модели на большие углы атаки. Если модель сбалансирована около максимального значения коэффициента подъемности  $C_{y \text{ макс}}$ , то увеличение угла атаки крыла приведет к небольшому росту или даже падению  $C_y$  (за  $C_{y \text{ макс}}$ ) и значительному росту сопротивления  $C_x$ . В результате подъемная сила возрастет мало, а сопротивление модели значительно. Когда подъемная сила растет мало, это хорошо, так как небольшой избыток подъемной силы немного искривит вверх траекторию полета, а большое сопротивление хорошо тем, что поможет модели быстро сравнять скорость относительно потока до полетной. Это произойдет тем быстрее, чем меньше кинетическая энергия модели, т. е. ее скорость и масса.

Разница скоростей у крыла и оперения получается тем меньше, чем меньше расстояние между ними. Следовательно, при одинаковом запасе устойчивости и демпфировании короткохвостая модель всегда будет более устойчива при полете в болтанку, чем длиннохвостая. Увеличение степени демпфирования увеличивает оптимальное расстояние между фокусом и центром тяжести и модель выдерживает более сильные порывы\*.

При выходе модели из порыва ветра возникает обратная картина: фокус уходит назад, модель перебалансируется на меньшие углы, подъемная сила и сопротивление уменьшаются. Модель некоторое время круто планирует и набирает скорость.

Вертикальные равномерные порывы сравнительно мало нарушают балансировку модели, так как углы атаки крыла и оперения меняются одинаково и оперение очень быстро переводит модель на балансированный угол атаки относительно потока (рис. 99, б).

---

\* У реальной модели при увеличении длины хвоста и сохранении величины  $A_{г.о}$  степень динамического демпфирования (см. часть II, глава 5) может и не измениться, так как демпфирование и момент инерции модели пропорциональны квадрату длины хвоста.

Вертикальные неравномерные потоки (рис. 99, в) меняют балансировку модели. При входе в восходящий поток угол атаки оперения увеличивается меньше, чем крыло, модель перебалансируется на большие  $C_y$ . Это полезное следствие, которое способствует развороту модели в сторону восходящего потока. При выходе из восходящего потока или порыва модель перебалансируется на меньшие  $C_y$ , что снижает способность модели удерживаться в этом потоке или порыве.

При вертикальных нисходящих потоках воздуха все предыдущие явления повторяются в обратном порядке. При входе в поток  $C_y$  уменьшается, что препятствует входу в этот поток, на выходе увеличивается, поток стремится развернуть модель в свою сторону.

При боковых порывах на V-образном крыле, особенно с отогнутыми концами, появляются значительные боковые силы, которые быстро ликвидируют скольжение. Крен модели под действием момента вокруг оси  $x$  способствует увеличению боковой силы.

Таким образом, помимо плеча горизонтального оперения, демпфирования, запаса устойчивости, скорости модели и массы, исключительно большую роль при полете модели в болтанку играют крыло, его площадь, форма поперечного  $V$ , профиль, характер верхушки  $C_{y\text{ макс}}$ , сужение или крутка концов крыла, моменты инерции модели.

Остановимся на некоторых из этих факторов. Наши рассуждения будут носить приближенный характер, так как многие из перечисленных характеристик дают сложные зависимости, а в реальной модели при изменении одной величины практически меняются все остальные, что в итоге может дать противоположный результат. Мы как бы идеализируем явления, стараемся выделить каждый параметр в чистом виде.

О роли длины хвоста и демпфирования уже говорили. При полете в болтанку некоторое увеличение запаса устойчивости сверх оптимальной также благоприятно. Значительно сложнее с влиянием скорости. Рост скорости уменьшает относительную величину возмущений, но вместе с тем в квадрате растет кинетическая энергия модели и она очень медленно приводит свою скорость к нормальной. В результате время действия неуравновешенных сил сильно увеличивается. Можно предполагать, что с точки



зрения устойчивости в болтанку выгодно летать или на очень большой, или на сравнительно небольшой скорости. Уменьшение нагрузки при неизменной скорости будет способствовать уменьшению времени действия возмущений. Профили с высокими  $C_{y \text{ макс}}$  и большими сопротивлениями после  $C_{y \text{ макс}}$  будут, очевидно, улучшать устойчивость модели.

---

# ИССЛЕДОВАНИЯ ПОЛЕТА МОДЕЛЕЙ

---

---

Не найдется, пожалуй, ни одного моделиста, который не стремился бы к тому, чтобы его модель летала лучше всех. Какие только идеи они не предлагали и не воплощали в своих моделях. У неопытных моделистов все «улучшения» и «усовершенствования» обычно ни к чему хорошему не приводили, они вскоре разочаровывались и становились на путь копирования моделей чемпионов или проектирования по данным статистики. Даже большинство опытных моделистов, прекрасно разбирающихся в теории, идет именно этим путем, потому что никакие конкретные расчеты большинства моделей не в состоянии ответить ясно на вопрос, что и в какой мере влияет на полетные результаты, к чему надо стремиться при проектировании модели и над чем работать. При конкретном расчете можно дать оценку полетным результатам той или иной модели, но основные параметры модели входят в расчетные формулы в столь причудливых комбинациях, что объективно выделить полное влияние какого-либо параметра в большинстве случаев очень трудно.

Моделисты многое открыли, экспериментируя на моделях и основываясь порой только на самых смутных догадках. Многое из открытого не нашло до настоящего времени четкого и правильного объяснения и вызывает столь нелепые толкования, что способно только ввести моделистов в заблуждение.

Но поиски проходили бы во много раз успешнее, быстрее и с меньшей затратой сил, если бы эти вопросы были предварительно разработаны теоретически.

Наибольшую ценность в теоретических изысканиях представляет общее решение задачи \*. Конкретный расчет мало что дает. Их пришлось бы сделать бесконечное количество, чтобы ответить на вопросы, сразу даваемые общим решением. Общее решение, в свою очередь, само может подвергаться исследованиям.

Большинство фактов, открытых моделистами опытным путем, справедливы только при определенных соотношениях и условиях. В противном случае они только вредны. Например, только при определенных условиях выгодны прямой или спиральный набор высоты парящей моторной моделью, винты изменяемого шага резиномоторных моделей, винты переменного шага моделей с поршневыми двигателями, определенный характер набора высоты резиномоторной моделью, определенный тип двигателя и механизация пилотажной модели и многое другое.

Ниже рассматриваются некоторые из перечисленных задач. Анализ ведется обычно в следующем порядке. Выбирается основной летный показатель, который наиболее интересует моделиста, и выводится общая зависимость этого показателя от основных параметров модели. В резиномоторной модели и модели с ограниченным временем работы двигателя это было время полета, в винтах — к.п.д. и тяга, на планировании — минимальная вертикальная скорость и т. д.

Полученное уравнение, как правило, подвергается исследованию с целью определения наиболее интересных и перспективных с точки зрения автора путей улучшения летных результатов.

## Глава 1

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВРЕМЕНИ ПОЛЕТА РЕЗИНОМОТОРНОЙ МОДЕЛИ

#### Вывод формул времени полета

Полет модели состоит из набора высоты и последующего планирования.

Путь, проходимый в моторном полете, равен:

$$R_m = V_m \cdot t_m, \quad (1)$$

---

\* Формулы, полностью описывающие данное явление.

где  $V_m$  — скорость моторного полета;  
 $t_m$  — время моторного полета.

На планировании:

$$R_{пл} = V_{пл} \cdot t_{пл}. \quad (2)$$

Работа, отданная резиновым мотором:

$$A = q \varepsilon \eta_{ср} \text{ кгм}, \quad (3)$$

где  $q$  — вес резинового мотора, кг;

$\varepsilon$  — удельная энергия резины, м;

$\eta_{ср}$  — некоторый условный средний к.п.д., характеризующий использование энергии резинового мотора во время моторного полета.

Для простоты рассуждений предполагаем, что в течение времени моторного полета  $M_{кр}$  остается постоянным и равным среднему крутящему моменту резинового мотора.

Работа, совершенная тягой, равна:

$$A = PR_m = PV_m t_m = (X_m + G \sin \theta_m) R_m = X_m R_m + HG \text{ кгм},$$

где  $X_m$  — сопротивление модели в моторном полете;

$H$  — максимальная высота в конце моторного полета.

Работа, отданная резиновым мотором, и работа, совершенная тягой, равны друг другу. Приравняем их и найдем из полученного равенства время моторного полета:

$$t_m = \frac{q \varepsilon \eta_{ср}}{P V_m}. \quad (4)$$

С другой стороны, рассматривая полную траекторию модели, можно заключить, что энергия резинового мотора затратится только на преодоление сопротивления в моторном полете и планировании:

$$q \varepsilon \eta_{ср} = X_m V_m t_m + \frac{G}{K_{пл}} V_{пл} t_{пл}, \quad (5)$$

где  $K_{пл}$  — качество модели на планировании.

Отсюда

$$t_{пл} = \frac{q \varepsilon \eta_{ср} - X_m V_m \cdot \frac{q \varepsilon \eta_{ср}}{P V_m}}{G V_{y \text{ пл}}} = \delta \varepsilon \eta_{ср} \frac{1 - \frac{X_m}{P}}{V_{y \text{ пл}}}. \quad (6)$$

Здесь воспользовались известным соотношением

$$\frac{V_{\text{пл}}}{K_{\text{пл}}} = V_{y \text{ пл}},$$

где  $V_{y \text{ пл}}$  — вертикальная скорость снижения на планировании;  $\delta = \frac{q}{G}$  — относительный вес резинового мотора.

Полное время полета будет равно:

$$t = t_m + t_{\text{пл}} = \delta \epsilon \eta_{\text{ср}} \left[ \frac{1}{K_p V_m} - \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \left( 1 - \frac{X_m}{P} \right) \right], \quad (7)$$

где через  $K_p = \frac{P}{G}$  обозначена относительная тяга винта.

Множитель формулы  $\delta \epsilon \eta_{\text{ср}} = H_{\text{макс}}$  представляет собой теоретическую максимальную высоту, на которую могла бы подняться модель, если бы подъем происходил без сопротивления воздуха, а величина  $\delta \epsilon \eta_{\text{ср}} \frac{X_m}{P}$  — потерю высоты в результате этого сопротивления.

Придадим формуле (7) иную форму, более удобную для анализа. Выразим  $t$  как функцию только  $K_p$  и  $C_y$ . Для этого найдем значения  $V_m$  и  $X_m$  и затем подставим их в формулу (7).

Спроектируем силы (рис. 46), действующие на модель, на направления  $Y$  и  $X$ . Получим два уравнения движения модели:

$$Y - G \cos \theta_m = 0; \quad (8)$$

$$X + G \sin \theta_m - P = 0. \quad (9)$$

Из второго уравнения имеем:

$$\sin \theta = \frac{P - X}{G}, \quad (10)$$

$$\cos \theta = \sqrt{1 - \sin^2 \theta} = \sqrt{1 - \left( \frac{P - X}{G} \right)^2}. \quad (11)$$

Подставим формулу (11) в формулу (8):

$$Y = G \sqrt{1 - \left( \frac{P - X}{G} \right)^2}. \quad (12)$$

Возводим в квадрат правую и левую части:

$$Y^2 - G^2 + P^2 - 2PX + X^2 = 0. \quad (13)$$

Заменим  $X$  и  $Y$  их выражениями через структурные формулы:

$$C_y^2 \rho^2 S^2 \frac{V_M^4}{4} - G^2 + P^2 - 2PC_x \rho S \frac{V_M^2}{2} + C_x^2 \rho^2 S^2 \frac{V_M^4}{4} = 0. \quad (14)$$

Решим полученное уравнение относительно  $V_M$ :

$$V_M = \sqrt{\frac{C_x P \pm \sqrt{C_y^2 (G^2 - P^2) + C_x^2 G^2}}{\frac{1}{2} (C_y^2 + C_x^2) \rho S}}. \quad (15)$$

Здесь знак «—» перед большим корнем отбрасываем, так как он не имеет физического смысла.

Учитывая, что

$$K_p = \frac{P}{G}, \quad K = \frac{C_y}{C_x}, \quad \rho = 0,125, \quad p = \frac{G}{S},$$

где  $p$  — нагрузка на крыло, перепишем выражение (15) в виде:

$$V_M = 4 \sqrt{\frac{P}{C_y}} \sqrt{\frac{KK_p \pm K \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}{K^2 + 1}}. \quad (16)$$

Формула для  $X_M$  будет иметь вид:

$$X_M = \frac{1}{2} C_x V_M^2 \rho S = G \frac{K_p \pm \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}{K^2 + 1}. \quad (17)$$

Подставим значения  $V_M$  и  $X_M$  в формулу (7):

$$\begin{aligned} = \delta \epsilon \eta_{\text{ср}} \left\{ \frac{1}{4K_p} \sqrt{\frac{C_y}{\rho}} \sqrt{\frac{K^2 + 1}{KK_p \pm K \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}} + \right. \\ \left. + \frac{1}{V_{y \text{пл}}} \left[ 1 - \frac{K_p \pm \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}{K_p (K^2 + 1)} \right] \right\}. \quad (18) \end{aligned}$$

Получилось выражение, где время полета зависит при данной конструкции только от  $C_y$  (так как  $K = f(C_y)$ ), на котором сбалансирована модель, и от относительного коэффициента тяги  $K_p$ .

Полученная зависимость сама по себе очень интересна. Ее рассмотрение приводит нас к ряду «неожиданностей», которые, однако, имеют физическое объяснение.

### Анализ формулы времени полета

Проанализируем выведенное уравнение. Прежде всего знак « $\pm$ » перед корнем  $\sqrt{K^2(1-K_p^2)+1}$  указывает на двузначность решения. Но расчеты показывают, что двузначность появляется только тогда, когда корень мал, т. е.  $K_p \approx 1$ . При  $K_p$  от  $1/K$  до  $K_p \approx 0,9$  приходится брать только «+», так как знак «-» дает мнимое решение под большим корнем:

$$\sqrt{\frac{K^2 + 1}{K K_p \pm K \sqrt{K^2(1-K_p^2)+1}}} \quad (19)$$

При  $K_p > 1$  полет с использованием подъемной силы, т. е. когда модель имеет качество больше некоторого минимума, невозможен, так как корень  $\sqrt{K^2(1-K_p^2)+1}$  становится мнимым (под корнем появляется отрицательное число). Равновесие может осуществляться только на малых величинах качества или при  $K=0$ .

Минимальное значение  $K_p$ , когда полет еще возможен без потери высоты (при горизонтальном полете), равняется

$$K_p = \frac{1}{K}.$$

Подставим это значение в выражение (18). Тогда формула времени полета будет иметь вид:

$$t = \frac{\delta \varepsilon \eta_{\text{ср}}}{4 \sqrt{\rho}} \cdot \frac{C_y^{3/2}}{C_x} \quad (20)$$

Теперь мы видим, что при горизонтальном полете без набора высоты модель желательно балансировать на угле

атаки, соответствующем максимальному значению отношения  $C_y^{3/2}/C_x$ . Весь полет будет состоять только из моторного участка.

Рассмотрим отдельные крайние или частные случаи и выясним характер кривых  $t=f(K_p)$ . При этом для упрощения рассуждений предположим, что каким-то образом с изменением  $K_p$  к.п.д. винта  $\eta$  нам удастся поддерживать постоянным.

1)  $K=0$ .

$$t = \delta \varepsilon \eta_{\text{ср}} \left\{ \frac{1}{4K_p} \sqrt{\frac{C_x}{\rho}} \sqrt{\frac{1}{K_p \pm 1}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \left[ 1 - \frac{K_p \pm 1}{K_p} \right] \right\}. \quad (21)$$

При  $K=0$  полет возможен только тогда, когда тяга превышает вес модели, т. е.  $K_p > 1$ . Это будет соответствовать вертикальному взлету. Рассматривая равновесие модели при таком взлете, можно убедиться, что физически при этом в уравнении (18) может быть только один знак «—».

Итак, имеем:

$$t = \frac{\delta \varepsilon \eta_{\text{ср}}}{K_p} \left\{ \frac{1}{4 \sqrt{\rho}} \sqrt{\frac{C_x}{K_p - 1}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \right\}. \quad (22)$$

Крайние случаи в формуле:

$$K_p \rightarrow 1, \quad t \rightarrow \infty;$$

$$K_p \rightarrow \infty, \quad t \rightarrow 0.$$

То есть, когда относительный коэффициент тяги стремится к единице, время стремится к бесконечности, и когда коэффициент тяги стремится к бесконечности, время стремится к нулю.

2)  $K \rightarrow \infty$ .

Формула времени полета примет вид:

$$t = \delta \varepsilon \eta_{\text{ср}} \left[ \frac{1}{4K_p} \sqrt{\frac{C_y}{\rho}} \cdot \frac{1}{\pm \sqrt{1 - K_p^2}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \right]. \quad (23)$$



Знак «—» здесь нужно отбросить, так как иначе получится мнимость.

Если  $K_p \rightarrow 0$ , то  $t \rightarrow \infty$ .

Если  $K_p \rightarrow 1$ , то  $t \rightarrow \infty$ .

3)  $K_p = 1$ .

$$t = \delta \varepsilon \eta_{cp} \left\{ \frac{\sqrt{C_y}}{4 \sqrt{p}} \sqrt{\frac{K^2 + 1}{K \pm K}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \left[ 1 - \frac{1 \pm 1}{K^2 + 1} \right] \right\}. \quad (24)$$

Знак «—» соответствует случаю неподвижного висения модели на месте.

Для решения со знаком «+» имеем:

$$t = \delta \varepsilon \eta_{cp} \left\{ \frac{\sqrt{C_y}}{4 \sqrt{p}} \sqrt{\frac{K^2 + 1}{2K}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \left( 1 - \frac{2}{K^2 + 1} \right) \right\}. \quad (25)$$

Время полета для каждого качества имеет вполне определенную конечную величину.

Интересно проанализировать, какой конец кривой  $t = f(K_p)$  на участке от  $K_p = \frac{1}{K}$  до  $K_p = 1$  будет выше, т. е. как выгоднее летать — горизонтально, с постепенным расходом энергии резины, или с быстрым расходом энергии, но с набором высоты. Для этого в выражении (18) вынесем член  $\sqrt{C_y}/4 \sqrt{p}$  за скобку:

$$t = \frac{\delta \varepsilon \eta_{cp}}{4 \sqrt{p}} \cdot \frac{C_y^{3/2}}{C_x} \left\{ \sqrt{\frac{K^2 + 1}{2K}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \times \right. \\ \left. \times \frac{4 \sqrt{p}}{K \sqrt{C_y}} \left( 1 - \frac{2}{K^2 + 1} \right) \right\}. \quad (26)$$

Из формулы (26) видно, что начиная с  $K > 1$  первый член в фигурных скобках больше 1, а второй больше 0. Следовательно, выражение, стоящее в фигурной скобке, будет больше единицы, и, сравнивая с формулой (20), видим, что время полета модели с набором высоты будет больше, и тем больше, чем выше качество.

Итак, для разных  $K$  имеем следующий вид кривых:  $t = f(K_p)$  (рис. 100).

Практически  $K = \infty$  достигнуть нельзя. Поэтому эта кривая интересна только теоретически. Достигнуть же  $K = 0$ , т. е. летать на угле атаки  $\alpha = \alpha_0$ , вполне возможно. При этом, казалось бы, получается парадоксальный результат: если тяга приближается к весу модели, время полета модели стремится к бесконечности. Аналогичный результат получается при полете на  $K = \text{const}$  в решении со знаком «—».

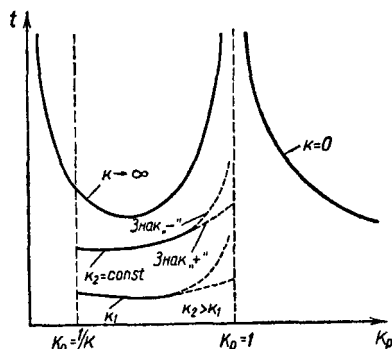


Рис. 100. Примерный вид изменения времени полета резиномоторной модели в зависимости от коэффициента тяги при различных качествах

Но воспользоваться этим интересным результатом для повышения времени полета модели, как будет показано в дальнейшем, не так просто. В формулу времени полета у нас входит еще и к.п.д. винта, и, чтобы удерживать его достаточно высоким, требуется бесконечно большой диаметр винта. Однако для повышения времени полета при известных обстоятельствах полученный результат может быть использован.

### Учет параметров винтомоторной группы

Рассмотрим, как конструктивные параметры винтомоторной группы влияют на продолжительность полета.

Как известно из теории винтов, тяга винта может быть подсчитана по формуле:

$$P = \alpha p \cdot D^4 n_s^2. \quad (27)$$

Разделим правую и левую части на  $V^2$ :

$$\frac{P}{V^2} = \frac{\alpha \rho D^4 n_s^2}{V^2} = \frac{\alpha \rho D^2}{\lambda^2}. \quad (28)$$

Здесь введено обычное соотношение из теории винтов:

$$\lambda = \frac{V}{D n_s}. \quad (29)$$

Из равенства (28) следует, что

$$D = \frac{\lambda}{V} \sqrt{\frac{P}{\alpha \rho}}. \quad (30)$$

Обозначим  $\alpha = \frac{\beta}{\lambda}$  и, подставив известные равенства

$$\alpha = \frac{\beta \eta}{\lambda}, \quad \rho = 0,125 \frac{\kappa z / \text{сек}^2}{M^2}, \quad \text{получим:}$$

$$D = \frac{1}{\sqrt{8}} \lambda \cdot \frac{1}{V} \sqrt{\frac{G K_p}{\alpha \eta}}. \quad (31)$$

Подставим сюда значение  $V_m$  из формулы (16):

$$D = 0,708 \lambda \sqrt{\frac{C_y S}{\alpha \eta}} \sqrt{\frac{K_p (K^2 + 1)}{K K_p \pm K \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}}. \quad (32)$$

Используя формулу (32), можно рассчитать винтомоторную группу модели. В самом деле, задавшись значением  $C_y$ , находим  $K$ , задавшись значением коэффициента  $K_p$  (т. е. фактически углом подъема модели) и точкой на сетке характеристик винтов, сразу снимаем значения  $\varphi$ ,  $\eta$ ,  $\beta$  и по формуле (32) находим диаметр винта. Все данные о винте у нас известны.

Рассчитать резиновый мотор, обеспечивающий вращение этого винта на среднем режиме, просто.

Потребный крутящий момент равен:

$$M = \frac{P}{2\pi\eta} \lambda \cdot D. \quad (33)$$

Здесь нам все известно. Сечение резинового мотора, способное создать такой средний крутящий момент, находится по формуле:

$$S = k_2 \sqrt[3]{M^2}. \quad (34)$$

Длина резинового мотора будет:

$$l = \frac{q}{\sigma S}, \quad (35)$$

где  $\sigma \approx 0,88 \text{ г/см}^3$  — удельный вес резины.

### Анализ формулы потребного диаметра винта

Проанализируем формулу (32). Все, что говорилось о двузначности решения в выражении времени полета, почти целиком относится и к формуле потребного диаметра винта, т. е. от  $K_p = \frac{1}{K}$  до  $K_p \approx 0,9$  перед корнем

$\sqrt{K^2(1-K_p^2)+1}$  надо брать знак „+“; в некотором диапазоне  $K \approx 0,9 \div 1,1$  появляется двузначность решения; начиная с  $K_p \lesssim 1,1$  полет возможен только при  $K \approx 0$  и знак надо брать только «—». Случай отрицательного качества не рассматриваем.

Исследуем ряд частных случаев.

1)  $K=0$ .

$$\begin{aligned} D &= 0,708 \lambda \sqrt{\frac{C_x S}{a \eta}} \sqrt{\frac{K_p (K^2 + 1)}{K_p \pm \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}} = \\ &= 0,708 \lambda \sqrt{\frac{G_x S}{a \eta}} \sqrt{\frac{K_p}{K_p - 1}}. \end{aligned} \quad (36)$$

Здесь знак «—» отбросили в силу тех же рассуждений, что и ранее. Из полученного выражения видим, что если

$$K_p \rightarrow 1, \text{ то } D \rightarrow \infty;$$

$$K_p \rightarrow \infty, \text{ } D \rightarrow D_0.$$

2)  $K \rightarrow \infty$  и  $K_p \rightarrow 1$ , то  $D \rightarrow \infty$ .

3) Для случая  $K_p = \frac{1}{K}$  формула принимает вид:

$$D = 0,708 \lambda \sqrt{\frac{C_x S}{a \eta}}. \quad (37)$$

Если  $K \rightarrow \infty$ , то  $D \rightarrow D_0$ .

В формуле (32) диаметр почти целиком зависит от корня:

$$\sqrt{\frac{C_y \cdot K_p (K^2 + 1)}{K K_p \pm K \sqrt{K^2 (1 - K_p^2) + 1}}}. \quad (38)$$

Все остальные величины конечные и не могут выходить из некоторых пределов, чтобы не ухудшить к.п.д. винта. В итоге получается следующая картина потребных диаметров винтов в зависимости от  $K_p$  на различных качествах (рис. 101).

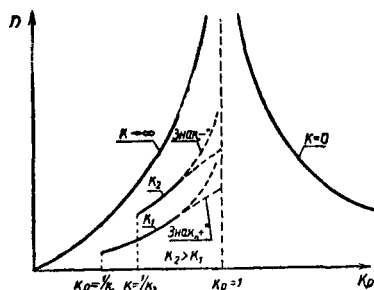


Рис. 101. Примерный вид изменения потребного диаметра винта в зависимости от коэффициента тяги при различных качествах модели

В области  $K_p \approx 1$  по формуле (18) (рис. 100) можно получить очень большое время полета, но для этого требуются очень большие диаметры винтов. Бесконечное время полета практически получить нельзя, так как требуется очень большой винт.

Физика явления здесь состоит в следующем. В области  $K_p$ , несколько превышающем 1 (тяга немного больше веса модели), модель может подниматься на очень малой скорости, фактически, как вертолет. Время моторного

полета при условии сохранения к.п.д. винта неограниченно увеличивается с уменьшением скорости подъема, а потеря высоты вследствие уменьшения сопротивления уменьшается, т. е. высота стремится к максимально возможной при данной удельной энергии резины и данном относительном весе резинового мотора. Энергия резинового мотора расходуется очень медленно.

Но для того, чтобы сохранить к.п.д. винта достаточно высоким, необходимо неограниченно увеличивать диаметр винта. Как известно, конструктивно это условие выполнить нельзя. Но, зная его, видим один из возможных способов увеличения продолжительности полета резино-моторной модели. Это условие широко используют моделисты при постройке комнатных моделей.

### Время полета с учетом параметров винтомоторной группы

Для того чтобы оценить влияние диаметра винта на продолжительность полета модели, подставим отдельные крупные члены (корень, квадрат корня) выражения (32) в формулу (18). Тогда формула времени полета с учетом параметров винта примет вид:

$$t = \delta \varepsilon \eta_{\text{ср}} \left\{ \sqrt{\rho} \left( \frac{D}{\lambda} \right) \sqrt{\frac{a \eta}{G K_p^3}} + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} \left[ 1 - \frac{1}{2} \frac{C_{yM} S}{K_M a \eta} \left( \frac{\lambda}{D} \right)^2 \right] \right\} \quad (39)$$

или

$$t = \delta \varepsilon \eta_{\text{ср}} \left\{ \frac{1}{4} \sqrt{\frac{C_{xM}}{\rho K_p^3}} \xi_1 + \frac{1}{V_{y \text{ пл}}} [1 - \xi_2] \right\} \text{ сек.}, \quad (39a)$$

где  $\xi_1$  и  $\xi_2$  берутся сразу по номограмме рис. 102 в зависимости от балансировки моторного полета.  $\xi_1$  сразу определяет и диаметр винта:

$$D = 0,708 \lambda \sqrt{\frac{C_{xS}}{a \eta}} \xi_1 \text{ м.} \quad (40)$$

В этой формуле (39) представлены все параметры модели, влияющие на продолжительность полета, начиная от конструкции винтомоторной группы и кончая балан-

сировкой модели. Почти все параметры независимы, за исключением  $D$  и  $K$  (32), которые зависят друг от друга.

Формула охватывает все случаи комбинаций конструктивных параметров и показывает, в какой мере каждый из них влияет на продолжительность полета. Полу-

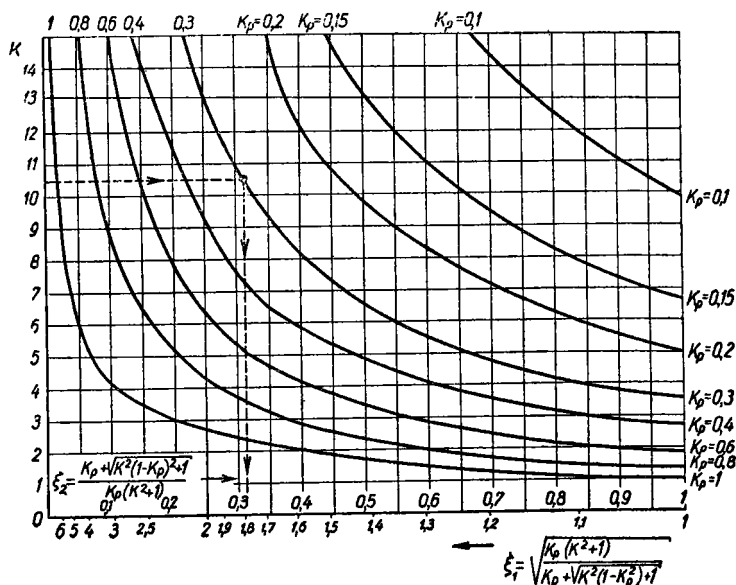


Рис. 102. Номограмма для нахождения отдельных крупных частей, входящих в формулы времени полета, и диаметра винта резиномоторной модели

ченная формула, в частности, опровергает утверждение, что максимальная продолжительность полета будет при  $\delta = 0,67$ . Из формулы следует, что продолжительность полета прямо пропорциональна относительному весу резинового мотора и для максимальной продолжительности желательно, чтобы  $\delta = 1$ , т. е. модель целиком состояла из резины. Такой результат объясняется физикой полета. Ясно, что максимальная продолжительность полета прямо пропорциональна запасу горючего, а в резиномоторной модели — запасу резины.

Формулу эту можно исследовать, отыскивая любые наивыгоднейшие параметры конструкции, траектории по-

лета, балансировки. Например, имея ряд характеристик различных винтов, надо выбрать наивыгоднейший винт, зная ухудшение качества планирования от сложенных винтов, — подбирать винт оптимального диаметра, решить, какой винт выгоднее — однолопастный или двухлопастный, какая наилучшая ширина и форма лопасти и т. д. Сделаем некоторые из этих анализов.

### **Изменение продолжительности полета в зависимости от коэффициента тяги**

Мы выяснили, что с ростом отношения  $D/\lambda$  растет время, но при условии, что к.п.д. винта остается достаточно высоким, например не ниже  $\eta = 0,75$  ( $\lambda = 0,8 \div 2,7$ , см. рис. 59). Диаметр винта также ограничен по конструктивным соображениям. Поэтому для  $D/\lambda$  получают вполне конкретные максимально допустимые значения. Если принять  $D/\lambda = \text{const}$ , то время полета в зависимости от  $K_p$  будет несколько падать с ростом  $K_p$ , так как  $K_p$  входит в знаменатель одного из членов формулы (39). При постоянной балансировке модели ( $C_y = \text{const}$ ,  $D/\lambda \neq \text{const}$ ), как видно из рис. 103, время полета растет с ростом  $K_p$  ( $K_p < 1$ ). У реальной модели до некоторого  $K_p$  при условии  $D \leq D_{\text{доп}}$  продолжительность вначале будет расти. С дальнейшим ростом  $K_p$  потребный диаметр винта быстро растет, и, когда достигнет конструктивно допустимого диаметра, будет ограничивать уже не  $C_y$ , а диаметр. При  $D = D_{\text{доп}} = \text{const}$  продолжительность полета падает (рис. 103). Следовательно, имеется оптимальная величина  $K_p$ , когда продолжительность полета будет максимальной, и величина этого оптимального  $K_p$  зависит от принятого диаметра винта. Чем больше диаметр винта, тем при большем угле набора получается максимальная продолжительность и тем больше она по абсолютной величине (если  $V_{y\text{пл}} = \text{const}$ ). У реальной модели не наблюдается разрыва кривой продолжительности в области  $K_p \approx 1$  (рис. 103).

### **Изменение максимальной высоты полета в зависимости от коэффициента тяги**

Рассмотрим, как влияет выбор коэффициента  $K_p$  на высоту полета модели. Как известно, это очень важная характеристика. Чем выше поднимется модель, тем



больше у нее вероятность попасть в восходящие потоки.

Вспомним, что член в выражении (18)

$$\delta\epsilon\eta_{\text{ср}} \frac{K_p \pm \sqrt{K^2(1-K_p^2) + 1}}{K_p(K^2 + 1)} = -\Delta H$$

характеризует собой потерю (вычет) из максимально возможной теоретической высоты вследствие сопротивления воздуха при подъеме модели. Чем эта потеря будет меньше, тем, очевидно, высота полета будет больше.

Для простоты рассуждений постоянное произведение  $\delta\epsilon\eta_{\text{ср}}$  отбросим, а оставшуюся часть обозначим через  $\Phi$  и запишем в виде:

$$\Phi = \frac{1}{K^2 + 1} \pm \frac{\sqrt{K^2(1/K_p^2 - 1) + 1/K^2}}{K^2 + 1}. \quad (41)$$

Как обычно, в области  $K_p \approx \frac{1}{K} \div 0,9$  берем знак „+“. Тогда с ростом  $K_p$  при  $K_m = \text{const}$  корень уменьшается, все выражение  $\Phi$  также уменьшается, а высота растет. С ростом  $K_m$  высота полета также растет.

Для области  $K_p > 1$  при условии  $K=0$  из предыдущей формулы получим:

$$\Phi = 1 - \frac{1}{K_p}. \quad (42)$$

Здесь с ростом  $K_p$   $\Phi$  растет, а высота полета падает. В области же  $K \approx 0,9 - 1,2$  получаются двузначное решение и разные высоты.

Характер изменения высоты полета в зависимости от  $K_p$  приведен на рис. 104. Здесь, как и в предыдущем случае, начиная с некоторого  $K_p$ , нас ограничивает конструктивный диаметр винта. При дальнейшем увеличении  $K_p$  в реальной модели мы уже не в состоянии поддерживать  $K = \text{const}$ , качество становится переменным, а величина  $D/\lambda$  остается постоянной. Потеря высоты при этом будет:

$$-\Delta H = \delta\epsilon\eta_{\text{ср}} \cdot \frac{1}{2} \frac{C_y S}{K a \eta} \left( \frac{\lambda}{D} \right)^2. \quad (43)$$

Отбрасывая постоянные члены, получим:

$$\Phi = \frac{C_y}{K} = C_x = C_{x0} + \frac{C_y^2}{\pi \lambda}.$$

Так как с ростом  $K_p$  при  $D/\lambda = \text{const}$  приходится балансировать модель на все меньших  $C_y$ , то высота продолжает расти, хотя и значительно более медленно. При дальнейшем росте  $K_p$  в области  $K_p > 1$  высота полета у реальной модели падает за счет повышения скорости набора и, следовательно, сопротивления воздуха.

Из рис. 104 видно, что с ростом  $K_p$  максимальная высота полета вначале растет, а затем падает. С точки зре-

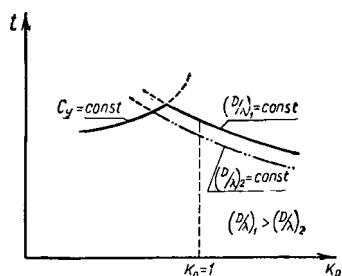


Рис. 103. Изменение продолжительности полета реальных резиномоторных моделей в зависимости от коэффициента тяги

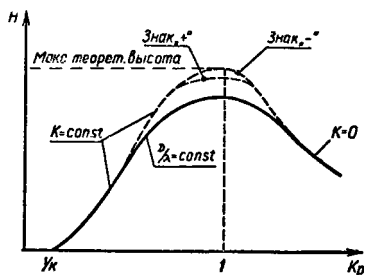


Рис. 104. Изменение высоты полета в зависимости от коэффициента тяги. Нижняя кривая для реальной модели

ния максимальной высоты выгоден полет при  $K_p \approx 1$ . Очень близок к максимальной высоте район  $K_p \approx 0,7 \div 1$ .

### Изменение времени и высоты полета в зависимости от параметров винта и модели

Разложим общую формулу времени полета резиномоторной модели (39) на составные части

$$t_m = \delta \varepsilon \eta_{cp} V \bar{\rho} \left( \frac{D}{\lambda} \right) \sqrt{\frac{a \eta}{G K_p^3}}; \quad (44a)$$

$$H = \delta \varepsilon \eta_{cp} \left[ 1 - \frac{C_{xM} S}{2a \eta} \left( \frac{\lambda}{D} \right)^2 \right]; \quad t_{пл} = \frac{H}{V_{y пл}} \quad (44б)$$

и проанализируем изменение продолжительности и высоты полета, изменяя основные параметры винта и модели.

Диаметр винта. Время моторного полета прямо

пропорционально диаметру винта (44а). Потеря высоты (44б) уменьшается прямо пропорционально квадрату диаметра, а сама высота быстро стремится к максималь-

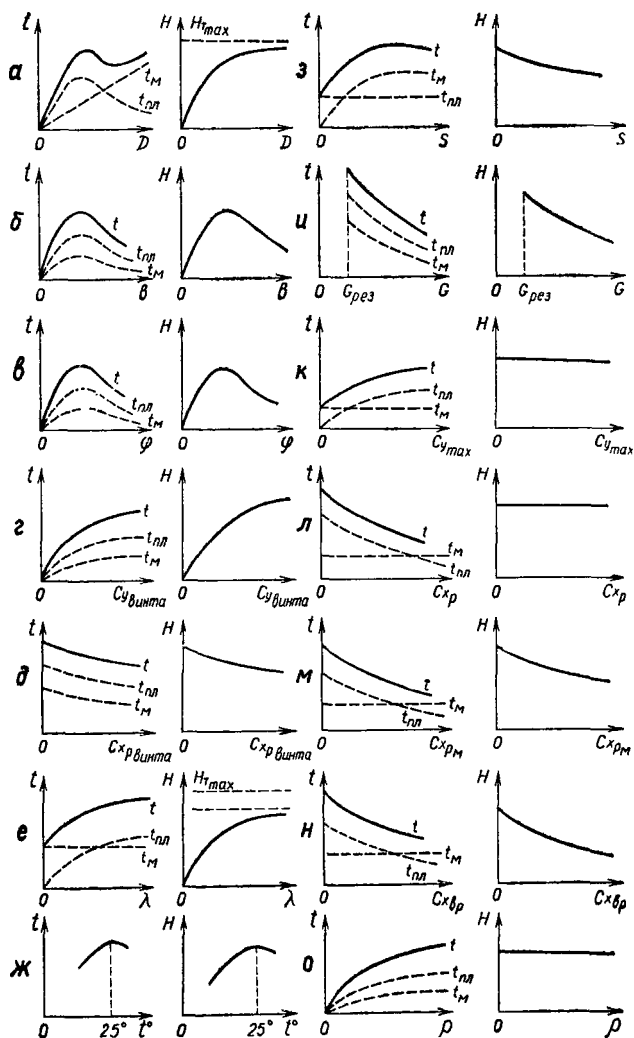


Рис. 105. Зависимость времени и высоты полета резиномо-  
торной модели от различных величин

но возможной (рис. 105,а). Сложнее со временем планирования. Вначале оно быстро возрастает за счет роста высоты, а затем начинает убывать, так как громоздкий винт ухудшает качество планирования и увеличивает  $V_{у.пл.}$ . Поэтому суммарное время сначала растет, затем убывает, а потом (рис. 105,а) снова растет за счет времени моторного полета. Если бы иметь экспериментальные данные о сопротивлении сложенных винтов различного диаметра, то эту кривую можно было бы рассчитать совершенно точно. Можно предполагать, что диаметры винтов современных моделей находятся где-то около первого максимума, а диаметры винтов резиномоторных вертолетов перешагнули через минимум.

**Покры т и е в и н т а.** От покрытия винта, т. е. ширины и количества лопастей, зависят коэффициент мощности винта  $\beta (a = \beta/\lambda)$  и к.п.д. винта  $\eta$ .

С ростом покрытия коэффициент растет прямо пропорционально, а  $\eta$  уменьшается вначале медленно, а затем быстро. Произведение  $a\eta$  вначале растет, затем падает. В итоге и время моторного полета вначале растет, а затем начинает уменьшаться. С кривой высоты происходит то же. Время планирования вначале растет за счет высоты, а затем начинает падать как вследствие уменьшения высоты, так и  $\eta_{ср.}$ .

Суммарное время полета (рис. 105,б) имеет единственный максимум.

**Угол установки лопасти.** С ростом угла установки лопасти к.п.д. винта, как видно из сетки характеристик, вначале растет, затем падает. С временем моторного полета, планирования, суммарным и высотой полета происходит то же (рис. 105,в).

**Профиль лопасти.** Коэффициент мощности винта  $\beta$  прямо пропорционален  $C_y$  профиля лопасти, а к.п.д. винта  $\eta$  улучшается с уменьшением  $C_{хр.}$ . Время моторного полета пропорционально корню квадратному из  $\beta$ , а высота изменяется в соответствии с изменением  $a$  в формуле (44б). Следовательно, желателен профиль лопасти с максимально большим рабочим  $C_y$  и минимальным  $C_{хр.}$ . Этим условиям лучше всего отвечают тонкие вогнутые профили на закритических режимах.

Зависимость времени и высоты полета от  $C_y$  и  $C_{хр.}$  профиля лопасти показана на рис. 105,г, д.

Форма и крутка лопасти. Наивысший к.п.д. винта получается в том случае, когда лопасть загружена равномерно по всей длине. Величина загрузки в данном сечении зависит от ширины и крутки лопасти в этом месте. Следует выбирать ширину и крутку таким образом, чтобы рабочий  $C_y$  профиля лопасти был максимально высоким вдоль всей лопасти.

Уширение конца лопасти аналогично действию при увеличении покрытия.

Рассмотрим влияние параметров модели.

Удлинение крыла. Время моторного полета не зависит от удлинения крыла, высота полета растет с ростом удлинения за счет снижения  $C_{xm}$ , стремясь к некоторому пределу, меньшему, чем максимально возможная теоретическая высота. Время планирования растет как за счет уменьшения  $V_{yпл}$ , так и за счет роста высоты. Следовательно, общее время возрастает, стремясь к некоторому пределу (рис. 105,е).

Площадь крыла. Время моторного полета не зависит от площади крыла, а величина  $C_x S = \Sigma(C_{xi} S)_{вр} + C_{xp} S + C_{xi} S$  возрастает. Высота падает, а  $V_{yпл}$  уменьшается. Время планирования вначале растет, а затем может начать и уменьшаться. Все зависит от конкретных параметров модели.

Общее время изменяется так же, как и время планирования (рис. 105,з).

Вес модели. При неизменном весе резины с ростом веса модели время полета падает пропорционально  $G^{3/2}$ , а высота — пропорционально  $G$  (рис. 105,и).

Характеристика профиля. Важнейшие параметры, характеризующие аэродинамику профиля на планировании, — это максимально допустимое полетное значение  $C_y$  и значение  $C_{xp}$ , а в моторном полете —  $C_{ум}$  и  $C_{xрм}$ .

Рассмотрим влияние каждого из этих факторов. При росте  $C_y$  на планировании, т. е. росте  $C_{y макс}$  профиля, время моторного полета не изменяется (44а), а время планирования растет за счет роста отношения  $C_y^3 / C_x^2$  (уменьшения  $V_{yпл}$ ). При этом оптимальное удлинение сдвигается все на большие значения  $\lambda$ . Общее время увеличивается. Высота остается неизменной (рис. 105,к).

От роста  $C_{xp}$  на планировании время моторного по-

лета не зависит, а время планирования становится меньше. В итоге общее время уменьшается. Высота полета остается постоянной (рис. 105,л).

Величина  $C_{ум}$  определяется относительной тягой винта  $K_p$  и его диаметром  $D$ . От величины  $C_{ум}$  на поляре зависит  $C_{хр м}$ . С ростом величины  $C_{хр м}$  высота полета падает и время планирования уменьшается. Время моторного полета постоянно. Общее время полета падает (рис. 105,м).

Таким образом, наивыгоднейшим профилем для резиноторной модели является профиль, имеющий наибольшее отношение  $C_y^3/C_{хр}^2$  на планировании и малую величину  $C_{хр м}$  в моторном полете. Высокое значение  $C_y^3/C_{хр}^2$  имеют сильно вогнутые тонкие профили. Но они имеют большое значение и  $C_{хр м}$  на малых  $C_{ум}$  из-за срывов на нижней поверхности, т. е. они плохи в моторном полете, и тем хуже, чем более мощную винтомоторную группу имеет модель. Поэтому профиль выбирают так: чем больше величина  $K_p$ , тем он должен быть менее вогнут и с более плавной передней кромкой. Наилучшим был бы профиль с изменяемой геометрией, с подвижным носиком или хвостиком. К сожалению, такие устройства сильно осложняют регулировку.

Аэродинамика модели. С ростом вредного сопротивления модели высота падает, время планирования уменьшается, а так как время моторного полета не изменяется, общее время уменьшается (рис. 105,н).

Время моторного полета, планирования и высота зависят прямо пропорционально от удельной энергии резины и ее относительного веса на модели.

При изменении внешней температуры время полета будет следовать, в основном, кривой удельной энергии резины по температуре (рис. 69, 105,ж).

В качестве еще одного примера рассмотрим влияние плотности воздуха на продолжительность полета модели, т. е. как изменится продолжительность ее полета, если моделист запустит ее на другой планете, имеющей  $g = 9,8 \text{ м/сек}^2$ , но более плотную атмосферу. Из формул (44) видно, что тогда время моторного полета и планирование возросли бы прямо пропорционально  $\sqrt{\rho}$ , а высота осталась неизменной (рис. 105,о).

## Порядок расчета продолжительности полета резиномоторной модели

### Первый метод

1) Задаемся  $K_p$ , руководствуясь рис. 103, 104, и  $C_y$  в моторном полете. Рассчитываем  $K$ , выбираем серию винтов и, задавшись точкой на сетке характеристик, снимаем  $\varphi$ ,  $\eta$ ,  $\lambda$ . Подсчитываем  $a = \beta/\lambda$ .

По формуле (40) определяем потребный диаметр винта. Если он велик или не удовлетворяет нас своими размерами, задаемся новым  $C_y$  и расчет повторяем снова. Имея два-три расчета, построим график  $D = f(C_y)$  и,

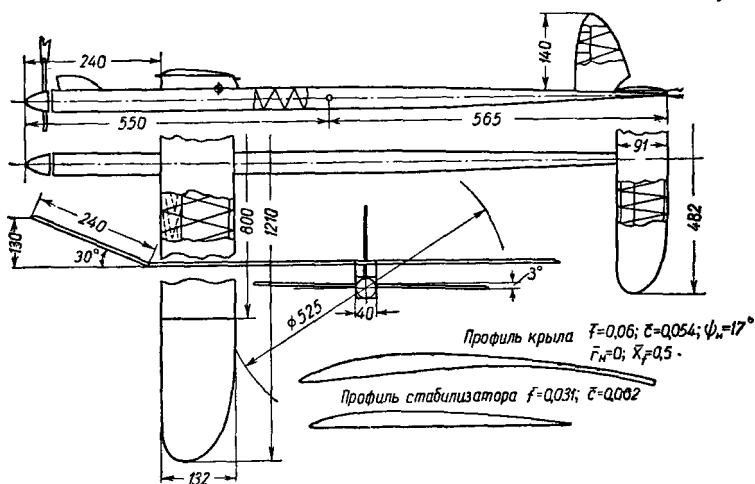


Рис. 106. Резиномоторная модель чемпиона СССР 1958 г. В. Н. Запашного. Данные модели:  $S_{кр}=14,9 \text{ дм}^2$ ;  $S_{г.о}=4,35 \text{ дм}^2$ ;  $S_{общ}=19,25 \text{ дм}^2$ ;  $G=0,238 \text{ кг}$ ;  $\rho=12,03 \text{ г/дм}^3$ ; резина «Пирелли»;  $S_{в.о}=1,1 \text{ дм}^2$ ;  $\lambda_{кр}=9,8$ ;  $G_{рез}=0,049 \text{ кг}$

задавшись желаемым диаметром, найдем для него потребную балансировку модели в моторном полете.

3) По формулам

$$M = \frac{P}{2\pi\eta} \lambda D; \quad S = k_2 \sqrt[3]{M^2}; \quad l = \frac{q}{S}$$

находим размеры резинового мотора.

4) По формуле (39а) подсчитываем продолжитель-

ность полета модели. Можно принять  $\eta_{\text{ср}} \approx \eta$  винта, если выбранная точка лежит ниже линии максимальных к.п.д. на сетке характеристик винта примерно на  $\frac{1}{3} \beta$  и  $\eta_{\text{ср}} \approx \eta - 0,05$ , если выбранная точка находится на линии максимальных к.п.д.

В дальнейшем при расчете балансировки модели в моторном полете нужно обеспечить полет модели на  $C_y$ , который мы рассчитали, иначе не получится равновесия в моторном полете. Полет модели при большой дисбалансировке будет невозможен, а при небольших отклонениях в балансировке — не установившимся. Можно предполагать, что горки и «площадки», которые постоянно можно наблюдать на соревнованиях в траектории набора высоты моторными моделями, как раз и свидетельствуют о неправильной балансировке и нарушении равновесия. Такой набор высоты всегда менее выгоден, чем установившийся.

### Второй метод (упрощенный)

В области  $K_p \approx 0,6 \div 1$  обычно  $C_y \approx 0,7 \div 0,2$ . Он не так уж сильно влияет на продолжительность полета. Поэтому в дополнение к ранее принятым данным можно задаться еще и диаметром винта и в зависимости от принятого значения  $K_p$  задаться  $C_{y, \text{в}}$ . Тогда время можно сразу подсчитать по формуле (39а).

### Пример расчета продолжительности полета резиномоторной модели

Чертеж и данные модели приведены на рис. 106. Продувочный профиль, установленный на модели нет, поэтому воспользуемся продувками профиля G-417а, который наиболее близок к профилю, стоящему на модели.

Найдем коэффициент  $C_{x \text{ впр}}$ . Полная площадь трения всей поверхности модели, за исключением крыла, равна:

$$S_{\text{тр}} = S_{\text{г.о}} + S_{\text{в.о}} + S_{\text{ф}} + S_{\text{в}} = 2 \cdot 0,0435 + 2 \cdot 0,011 + \\ + 4 \cdot 0,04 \cdot 1 + 0,05 = 0,219 \text{ м}^2.$$

Здесь  $S_{\text{в}}$  — площадь трения сложенного винта. Основная часть площади — это оперение. При числе  $Re = 69\,000 \times$



$\times 0,09 \times 5,5 \times 0,9 = 31\,000$  коэффициент трения турбулентного обтекания  $C_f = 0,009$  (рис. 6).

$$C_{x\text{ вр}} = 1,15 \frac{S_{\text{тр}} C_f}{S} = 1,15 \frac{0,219 \cdot 0,009}{0,149} = 0,015,$$

где коэффициентом 1,15 учтены сопротивление формы, стойки, неудобнообтекаемость сложенного винта.

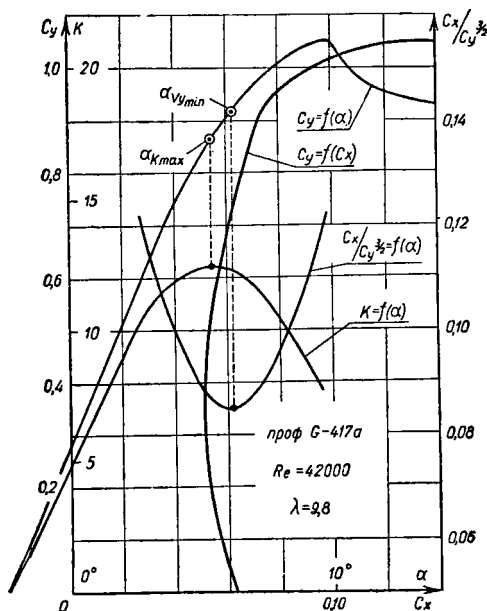


Рис. 107. Поляра резиномоторной модели

Из поляры рис. 157 видно, что данный профиль может обеспечить полетный  $C_y = 0,9$ . При нагрузке на крыло  $p = \frac{G}{S} = \frac{0,238}{0,149} = 1,6 \text{ кг/м}^2$  скорость полета  $V = 4 \sqrt{\frac{p}{C_y}} = 5,5 \text{ м/сек}$ . Для крыла  $Re = 69\,000 \cdot 5,5 \cdot 0,132 = 50\,000$ . Поляра профиля G-417a мало зависит от числа  $Re$ ; пользуемся полярью профиля для  $Re = 42\,000$ . Добавляем к ней  $C_{x\text{ вр}}$  и направляем ее на  $\lambda = 9,8$ :

$$C_x = C_{xp} + C_{xi} + C_{x\text{ вр}}; \alpha_\lambda = \alpha_{\lambda=\infty} + \Delta\alpha.$$

Здесь  $C_{xp}$  взят с рис. 157,  $C_{xi}$  — с рис. 44,  $\Delta\alpha$  — с рис. 43. Расчет приведен в табл. 6, графики даны на рис. 107.

Скорость снижения на планировании при  $C_y = 0,9$ ,  $V_y =$   
 $= \frac{V}{K} = \frac{5,5}{12,5} = 0,45 \text{ м/сек.}$

1) Задаемся  $K_p = 0,6$  и рассчитаем продолжительность полета. Так как в нашем распоряжении нет достоверных характеристик винтов для резиномоторных моделей, воспользуемся характеристиками серии винтов ЗСМВ-2 (см. рис. 60). Пусть на сетке характеристик выбрана точка  $\lambda = 0,8$ ,  $\varphi = 25^\circ$ ,  $\eta = 0,75$ ,  $\beta = 0,1$ ,  $a = \beta/\lambda = 0,125$ . Задаемся  $K = 12,5$ ,  $C_y = 0,86$ ,  $C_x = 0,07$  (см. рис. 107). Снимаем  $\xi_1 = 2,9$ ,  $\xi_2 = 0,12$  (см. рис. 102). Потребный диаметр винта по формуле (40) равен:

$$D = 0,708 \cdot 0,8 \sqrt{\frac{0,07 \cdot 0,149}{0,125 \cdot 0,75}} \cdot 2,9 = 0,546 \text{ м.}$$

Задаваясь другим значением  $K_p$  или  $K$ , можно подобрать винт нужного диаметра. Допустим, что винт  $D = 0,546 \text{ м}$  нас удовлетворяет. Тогда продолжительность полета по формуле (39а):

$$t = \frac{0,049}{0,238} \cdot 470 \cdot 0,7 \left\{ \frac{1}{4} \sqrt{\frac{0,07}{1,6 \cdot 0,6^3}} \cdot 2,9 + \right. \\ \left. + \frac{1}{0,452} [1 - 0,12] \right\} = 67,7 \{0,327 + 1,95\} = \\ = 22 + 138 = 160 \text{ сек.}$$

Здесь цифра 67,7 равна максимальной теоретической высоте, на которую поднялась бы модель, если бы не было сопротивления воздуха. Цифра  $\xi_2 = 0,12$  характеризует часть высоты, которая теряется в результате сопротивления. Таким образом, максимальная высота полета модели равна:

$$H_{\text{макс}} = 67,7(1 - 0,12) = 60 \text{ м.}$$

Цифра 22 — время моторного полета в секундах, а цифра 138 — время планирования.

Время моторного полета получилось меньше, чем обычно бывает на практике. Это произошло вследствие того, что на моделях применяются винты с более вогнутым профилем, чем у винта ЗСМВ-2. С ростом вогнутости профиля при неизменном  $\lambda$  коэффициент  $\beta$  сильно растет и величина  $a = \beta/\lambda$  увеличивается. Как следует из формулы (44а), с ростом  $a$  время моторного полета возрастает.

Кроме того, в конце моторного полета винт еще долго крутится, не создавая фактически тяги, но увеличивая кажущуюся продолжительность моторного полета.

Потребные размеры резинового мотора:

$$M = \frac{K_p G}{2\pi\eta} \lambda D = \frac{0,6 \cdot 0,238}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,75} \cdot 0,8 \cdot 0,546 =$$

$$= 0,0132 \text{ кгм} = 1,32 \text{ кгсм};$$

$$S = k_2 \sqrt[3]{M^2} \approx 1,12 \sqrt[3]{1,32^2} = 1,35 \text{ см}^2;$$

$$l = \frac{q}{\sigma S} = \frac{49}{0,88 \cdot 1,35} = 41 \text{ см}.$$

На модели стоит винт меньшего диаметра и более тонкий и длинный резиновый мотор. Расчет этим можно ограничить. Но мы продолжим его. Рассчитаем, как повлияет на полет модели изменение ее тяговооруженности.

2) Случай при  $K_p = 1$ .

Сделаем расчет иначе. Возьмем диаметр винта, как и в предыдущем случае,  $D = 0,546 \text{ м}$  и найдем потребную балансировку модели.

Задаемся  $C_y = 0; 0,2; 0,4$ . Качество равно  $K = 0; 3,7; 7,8$ . Коэффициент  $C_x = 0,062; 0,053; 0,051$ . Подсчитываем величину  $\sqrt{C_x} \xi_1 = 0,176; 0,644; 1,35$  и строим ее зависимость от  $C_y$  (рис. 108).

С другой стороны, для заданного диаметра винта из формулы (40)

$$\sqrt{C_x} \xi_1 = \frac{D}{0,708\lambda} \sqrt{\frac{a\eta}{S}} = \frac{0,546}{0,708 \cdot 0,8} \sqrt{\frac{0,125 \cdot 0,75}{0,149}} = 0,775.$$

Находим по графику рис. 108  $C_{ym} = 0,24$ ; по рис. 107  $C_{xm} = 0,0515$ ,  $K = 5$ ; по рис. 102  $\xi_1 = 3,9$ ,  $\xi_2 = 0,07$ .

Время полета равно (формула 39а):

$$t = 67,7 \left\{ \frac{1}{4 \cdot 1} \sqrt[3]{\frac{0,0515}{1,6}} \cdot 3,9 + \frac{1}{0,45} (1 - 0,07) \right\} =$$

$$= 12 + 139 = 152 \text{ сек}.$$

Высота равна

$$H_{\text{макс}} = H_{\text{т.макс}} (1 - \xi_2) = 67,7 (1 - 0,07) = 63 \text{ м},$$

Скорость моторного полета

$$V_m = \frac{4 \sqrt[3]{p K_p}}{\xi_1 \sqrt{C_x}} = \frac{4 \sqrt[3]{1,6 \cdot 1}}{0,775} = 6,53 \text{ м/сек}.$$

При  $K_p=0,6$  скорость была, как легко в этом убедиться,  $V_m=5,1$  м/сек. В результате перехода на более крутые траектории набора высоты время полета немного уменьшилось, а высота и скорость моторного полета увеличились.

3) Случай горизонтального полета без набора высоты  $K_p = \frac{1}{K} = \frac{1}{12,5} = 0,08$ . Участка планирования нет, и время полета равно времени моторного полета (формула 20):

$$t = \frac{\delta \varepsilon \eta_{г.р.}}{4 \sqrt{p}} \cdot \frac{C_y^{1/2}}{C_x} = \frac{67,7}{4 \sqrt{1,6}} \cdot \frac{1}{0,085} = 158 \text{ сек.}$$

Изменение продолжительности, высоты и скорости моторного полета модели в зависимости от величины  $K_p$  изображено на рис. 109. Мы видим, что при  $K_p > 0,5$  величина  $C_{ym}$  падает, а скорость моторного полета возрастает. Так как в начале раскручивания резинового мотора тяга винта больше средней, то для того, чтобы сба-

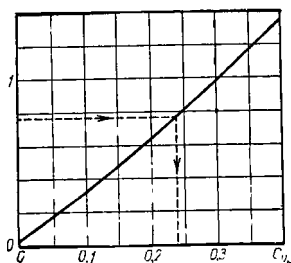


Рис. 198. Нахождение балансирующей модели в моторном полете

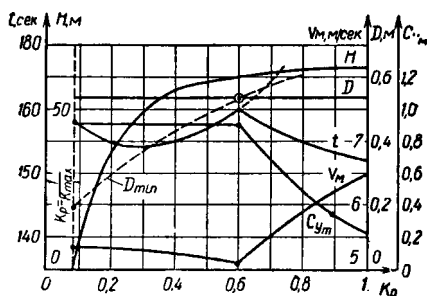


Рис. 109. Изменение продолжительности, высоты и скорости полета резиномоторной модели при изменении средней относительной тяги

лансировать модель на наиболее выгодном режиме, желательно ввести устройства, производящие автоматически перебалансировку модели в зависимости от величины тяги. Такими могут быть устройства, изменяющие угол установки горизонтального оперения в зависимости от крутящего момента или угол наклона оси винта в зависимости от сжимающего усилия резинового мотора.

## О среднем полетном к.п.д. винта

При анализе времени полета модели предполагалось, что резиновый мотор в течение всего моторного полета развивает некоторый средний крутящий момент. Но в действительности во время полета по мере раскручивания резинового мотора крутящий момент на валу винта падает и режимы работы винта и его характеристики меняются.

Если в каждый момент времени умножать крутящий момент  $M$  на к.п.д. винта  $\eta$  и отложить величины  $M\eta$

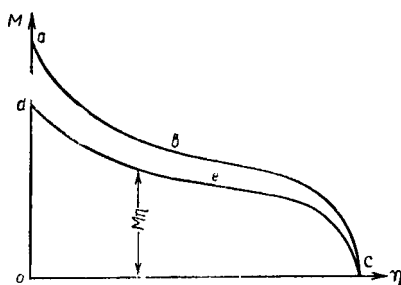


Рис. 110. Подсчет среднего полетного к.п.д.

на графике (рис. 110), то площадь  $oabc$  будет изображать затраченную работу, а площадь  $odec$  — работу, полезно использованную. Таким образом, точное значение среднего полетного к.п.д. будет:

$$\eta_{\text{ср}} = \frac{\text{пл. } odec}{\text{пл. } oabc}.$$

Это тот к.п.д. использования энергии резины, который стоит перед фигурными скобками формул (18) и (39). Ввиду большой важности этого коэффициента рассмотрим его подробнее.

Характеристика режима работы винта  $\lambda = \frac{V}{n_3 D}$  с изменением крутящего момента меняется. В начале раскручивания  $M > M_{\text{ср}}$  и  $\lambda < \lambda_{\text{расч}}$ , в конце раскручивания  $M < M_{\text{ср}}$  и  $\lambda > \lambda_{\text{расч}}$ . У винта фиксированного шага на сетке характеристик будет пройден некоторый участок

кривой  $\varphi = \text{const}$  от точки 1 до точки 2 (см. рис. 59). К.п.д. при этом будет меняться и иметь где-то на своем участке максимум.

Район точки 1 — это режим взлета и набора высоты на первых самых тугих барашках, когда расходуется подавляющая доля энергии резинового мотора. К.п.д. в этот момент наиболее сильно влияет на  $\eta_{\text{ср}}$ . Поэтому желательно точку 3 брать ниже по кривой  $\varphi$ , чтобы оттянуть точку 1 в область больших к.п.д. Если же при расчете  $\eta$  взять в области точки 3 у максимума, то  $\eta_{\text{ср}}$  будет ниже  $\eta$ .

### Винты изменяемого шага

Средний к.п.д. использования энергии резинового мотора можно значительно улучшить, применив винты изменяемого шага. Винт конструируют таким образом, чтобы в зависимости от действующего на него момента он мог автоматически увеличивать или уменьшать свой шаг (изменять угол  $\varphi$ ). Это может осуществляться за счет упругости самих лопастей винта или, что более совершенно, за счет поворотных лопастей с пружинами.

Рассматривая рис. 59, убеждаемся, что если точка 3 расположена слева от области максимальных к.п.д., то выгоден винт с увеличивающимся шагом (направление *в*); если же точка 3 расположена справа от области максимальных к.п.д., то выгоден винт с уменьшающимся шагом (направление *с*).

При увеличении шага число оборотов винта  $n$ , падает,  $\lambda$  растет и наоборот.

### Расчет винтов изменяемого шага

Рассматривая равновесие сечения лопасти относительно оси, вокруг которой она может вращаться, составим уравнение моментов (рис. 111):

$$M = M_0 + \frac{P}{i} a + T b, \quad (45)$$

где  $M$  — момент, действующий на лопасть и уравновешенный силами упругости или пружинами;

$P$  — тяга винта;

$T = \frac{M_{\text{кр}}}{r_i}$  — сила сопротивления одной лопасти;

$i$  — число лопастей винта;

$M_0$  — момент профиля лопасти относительно фокуса профиля.

Порядок расчета следующий. По сетке характеристик винтов задаемся точкой 4 при  $M_{кр} = M_{кр \text{ макс}}$  и снимаем значения  $\lambda_4$ ,  $\beta_4$ ,  $\eta_4$ ,  $\varphi_4$  (см. рис. 59). Момент профиля

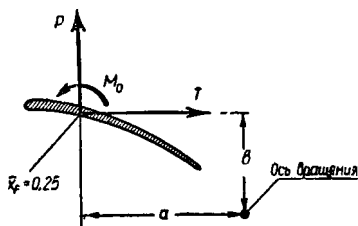


Рис. 111. Расчет винтов изменяемого шага

винта относительно фокуса приближенно можно вычислить по формуле:

$$M_0 = C_{m0} \frac{\rho V^2}{2} S_L b_{cp}, \quad (46)$$

где  $C_{m0}$  — коэффициент момента профиля лопасти винта относительно его фокуса;

$V = 2\pi r_{cp} n_s$  — скорость некоторого среднего элемента лопасти. В зависимости от формы лопасти в плане  $r_{cp}$  может меняться от  $0,65 R$  до  $0,8 R$ . В среднем  $r_{cp} = 0,75 \frac{D}{2}$ ;

$S_L$  — площадь в плане одной лопасти;

$b_{cp}$  — некоторая средняя хорда профиля лопасти. Расположена она примерно на  $0,75 \frac{D}{2}$ .

В существующих конструкциях величина  $M_0$  небольшая и ее можно не учитывать.

Сила  $T$  вычисляется как

$$T = \frac{M_{кр}}{2r_{cp}}. \quad (47)$$

Сила  $P$  равна:

$$P = \frac{2\pi\eta}{\lambda D} M. \quad (48)$$

Принимая линейную зависимость момента упругости от закручивания (что справедливо для упругих тел и пружин), выразим величину момента через упругость лопасти:

$$M = c(\varphi - \varphi_0), \quad (49)$$

где  $c$  — коэффициент упругости;

$\varphi$  — угол закрутки лопасти (отсчитывается от плоскости вращения винта);

$\varphi_0$  — угол установки лопасти при  $M=0$ .

Коэффициенты упругости для пружин можно рассчитывать, а для упругой лопасти надежнее всего определять экспериментально. Загрузим нашу лопасть некоторым моментом в сечении  $r=0,75 R$  при помощи простейшего устройства, изображенного на рис. 112.

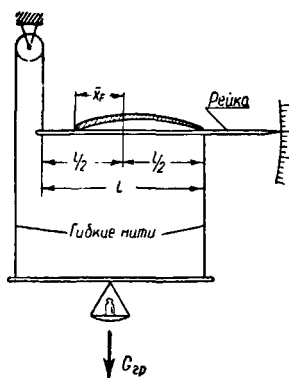


Рис. 112. Устройство для нахождения коэффициента упругости лопасти винта

Зная величину груза  $G_{гр}$ , плечо  $l$  и величину закрутки лопасти после загрузки  $\Delta\varphi$ , из формулы (49) легко найти  $c$ :

$$c = \frac{G_{гр} \cdot l}{2\Delta\varphi}. \quad (50)$$



Приравняем равенства (45) и (49):

$$c(\varphi - \varphi_0) = M_0 + \frac{P}{i} a + T b. \quad (51)$$

Для конечной точки 4 можно написать:

$$c(\varphi_4 - \varphi_0) = \frac{P_4}{i} a + T_4 b. \quad (52)$$

Для точки 3, когда крутящий момент равен среднему, предыдущее равенство примет вид:

$$c(\varphi_3 - \varphi_0) = \frac{P_3}{i} a + T_3 b. \quad (53)$$

Из двух последних уравнений, задавшись  $a$  или  $b$ , можно найти требуемую величину  $c$  или, если  $c$  задано, нужно нам сочетание  $a$  и  $b$ . Таким образом обеспечим строго определенный режим в двух точках 3 и 4. Изменение  $\lambda = f(\beta)$  между этими двумя точками пойдет по некоторой кривой, и надо предполагать, что она не сильно отклонится от прямой. Поэтому независимо от вида этой кривой к.п.д. винта будет высоким.

Последнюю систему уравнений (52) и (53) можно значительно упростить, если проектировать винты, в которых  $a$  или  $b$  равно 0.

Устройства, производящие перебалансировку модели в моторном полете, способствуют стабилизации  $\eta$  и могут сделать ненужным винт изменяемого шага, так как в начале раскручивания вместе с ростом числа оборотов винта растет и скорость полета.

## Глава 2

### РАСЧЕТ И АНАЛИЗ НАИВЫГОДНЕЙШЕГО ВЗЛЕТА ТАЙМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ

#### Вывод уравнения вертикальной скорости таймерной модели при наборе высоты

Наиболее общим случаем набора высоты является набор высоты по спирали радиуса  $R$  с наклоном этой спирали к горизонту под углом  $\Theta$  (рис. 113).

Возьмем систему координат  $x, y, z$  и спроектируем на оси  $x$  и  $y$  наши силы:

$$1) Y_1 - G \cos \theta = 0. \quad (54)$$

$$2) X + G \sin \theta - P = 0. \quad (55)$$

Из проекции в сечении  $a-a$  имеем:

$$Y_1 = Y \cos \beta. \quad (56)$$

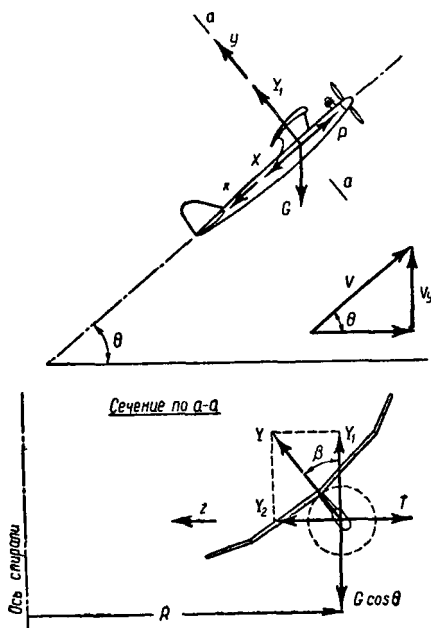


Рис. 113. Схемы сил, действующих на модель при спиральном наборе высоты

Подставим формулу (56) в формулы (54) и (55):

$$1) Y \cos \beta - G \cos \theta = 0. \quad (57)$$

$$2) X + G \sin \theta - P = 0. \quad (58)$$

Из второго уравнения можно написать:

$$\sin \theta = \frac{P - X}{G} \quad (59)$$

или, используя формулы тригонометрии:

$$\cos \theta = \sqrt{1 - \sin^2 \theta} = \sqrt{1 - \left(\frac{P - X}{G}\right)^2} \quad (60)$$

Подставим значение  $\cos\theta$  в уравнении (57):

$$Y = \frac{1}{\cos\beta} G \sqrt{1 - \left(\frac{P-X}{G}\right)^2}. \quad (61)$$

Возведем в квадрат правую и левую части:

$$Y^2 \cos^2\beta - G^2 + P^2 - 2PX + X^2 = 0. \quad (62)$$

Учитывая, что

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (63)$$

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (64)$$

равенство (51) можно переписать:

$$C_y^2 \rho^2 S^2 \frac{V^4}{4} \cos^2\beta - G^2 + P^2 + 2PC_x \rho S \frac{V^2}{4} + \\ + C_x^2 \rho^2 S^2 \frac{V^4}{4} = 0. \quad (65)$$

Решим это уравнение относительно  $V$ :

$$V = \sqrt{\frac{C_x P \pm \sqrt{C_y^2 (G^2 - P^2) \cos^2\beta + C_x^2 G^2}}{1/2 (C_y^2 \cos^2\beta + C_x^2) \rho S}}. \quad (66)$$

Здесь знак «—» перед большим корнем отбросили, так как он не имеет физического смысла.

Представим  $V$  в более удобной форме. Введем коэффициенты

$$K_p = \frac{P}{G}; \quad K = \frac{C_y}{C_x}; \quad p = \frac{G}{S}; \quad \mu = \frac{1}{K} = \\ = \frac{C_x}{C_y} \quad (67)$$

и учтем, что  $\rho = 0,125 \frac{\text{кгсек}^2}{\text{м}^4}$  при нормальных условиях.

Тогда формула (66) примет вид:

$$V = 4 \sqrt{\frac{p}{C_y}} \sqrt{\frac{K_p \mu \pm \sqrt{(1 - K_p^2) \cos^2\beta + \mu^2}}{\cos^2\beta + \mu^2}}. \quad (68)$$

Найдем вертикальную скорость:

$$V_y = V \sin \theta = V \frac{P-X}{G} = V \left( \frac{P - \frac{1}{2} C_x \rho S V^2}{G} \right). \quad (69)$$

Поставив в формулу (69) значение  $V$  из формулы (66) и учитывая равенства (67), можно написать окончательное выражение для вертикальной скорости набора высоты:

$$V_y = \sqrt{\frac{p}{C_y}} \sqrt{\frac{K_p \mu \pm \sqrt{(1 - K_p^2) \cos^2 \beta + \mu^2}}{\cos^2 \beta + \mu^2}} \times \\ \times \left\{ K_p - \frac{\mu^2 K_p \pm \mu \sqrt{(1 - K_p^2) \cos^2 \beta + \mu^2}}{\cos^2 \beta + \mu^2} \right\}. \quad (70)$$

Предположим, что набор высоты у нас происходит не по спирали, а по прямой  $\beta = 0$ . Тогда, как частный случай, получаем следующее выражение для  $V_y$ :

$$V_y = 4 \sqrt{\frac{p}{C_y}} \sqrt{\frac{K K_p \pm K \sqrt{(1 - K_p^2) K^2 + 1}}{K^2 + 1}} \times \\ \times \left\{ K_p - \frac{K_p \pm \sqrt{(1 - K_p^2) K^2 + 1}}{K^2 + 1} \right\} = \\ = 4 \sqrt{\frac{p}{C_y}} \sqrt{n_y} \left\{ K_p - \frac{1}{K} n_y \right\}. \quad (71)$$

Здесь  $\mu$  заменили более удобной величиной качества  $K = \frac{1}{\mu}$  и обозначили:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{K K_p \pm K \sqrt{(1 - K_p^2) K^2 + 1}}{K^2 + 1}. \quad (72)$$

Можно записать формулу  $V_y$  и в тех обозначениях, которые использовались при анализе времени полета резиномоторной модели:

$$V_y = \frac{4}{\xi_1} \sqrt{\frac{\rho K_p^3}{C_x}} (1 - \xi_2), \quad (71a)$$

где  $\xi_1$  и  $\xi_2$  снимаются с номограммы (см. рис. 102). Скорость по траектории равна:

$$V_m = \frac{4}{\xi_1} \sqrt{\frac{\rho K_p}{C_x}}. \quad (73)$$

Угол подъема находится следующим образом. Берут равенство (59) и подставляют в него значение  $X$  из формулы (64) и  $V$  из формулы (66). Тогда, полагая, что  $\beta=0$ , получим следующее выражение для угла подъема:

$$\begin{aligned} \sin \theta &= K_p - \frac{1}{K} \frac{K_p \pm \mu \sqrt{(1 - K_p^2) + \mu^2}}{1 + \mu^2} = \\ &= K_p - \frac{1}{K} n_y. \end{aligned} \quad (74)$$

Из формулы (72) видно, что  $n_y = K K_p \xi_2$ , и поэтому для угла набора можно записать более простое выражение:

$$\sin \theta = K_p (1 - \xi_2). \quad (74a)$$

### Анализ выражения (71)

Проанализируем выражение (71). Рассмотрим знак перед корнем:

$$\sqrt{(1 - K_p^2) K^2 + 1}. \quad (75)$$

Как показывают расчеты, в области от  $K_p = 0$  и до  $K_p \approx 0,9$  решение дает только знак «+», а знак «-» — мнимость\* под большим корнем.

В области  $K_p \approx 0,9 \div 1,1$  решение получается двузначным.

При дальнейшем росте  $K_p$  при условии некоторого качества все выражение под малым корнем (75) становится мнимым, т. е. модель не может набирать высоту со значительным избытком тяги над весом, используя подъемную силу крыла. При этом  $C_y \approx 0$ . Для случая  $C_y = 0$  и  $K = 0$  формула (71) принимает вид:

\* Под корнем получается отрицательное число.

$$V_y = 4 \sqrt{p} \sqrt{\frac{K_p - 1}{C_{xp} + C_{x \text{ вр}}}}, \quad (76)$$

т. е. имеем случай вертолетного (вертикального) взлета. В формуле (76)  $C_x$  заменено:

$$C_x = C_{xp} + C_{x \text{ вр}},$$

где  $C_{xp}$  — коэффициент профильного сопротивления крыла;

$C_{x \text{ вр}}$  — суммарные коэффициенты вредного сопротивления всех частей модели.

При вычислении малого корня в формуле (71) взят только знак «—». Он соответствует физической стороне полета. Если рассмотрим только случай вертикального взлета, то легко приддем к формуле (76), исходя из уравнений равновесия.

Сделаем этот простой вывод. Рассмотрим равновесие модели, вертикально набирающей высоту (рис. 114). Спроектируем все силы на вертикаль:

$$P - G - X = 0.$$

Сделаем простые преобразования:

$$\begin{aligned} P &= G + X, \\ K_p &= 1 + \frac{C_{xp} \rho V^2 S}{2G} = 1 + \\ &+ \frac{1}{2} C_{x \text{ вр}} \rho V^2 \cdot \frac{1}{p}. \end{aligned}$$

Отсюда

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{\frac{2p(K_p - 1)}{C_{xp} \rho}} = 4 \sqrt{p} \times \\ &\times \sqrt{\frac{K_p - 1}{C_{xp} + C_{x \text{ вр}}}}. \end{aligned}$$

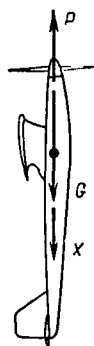
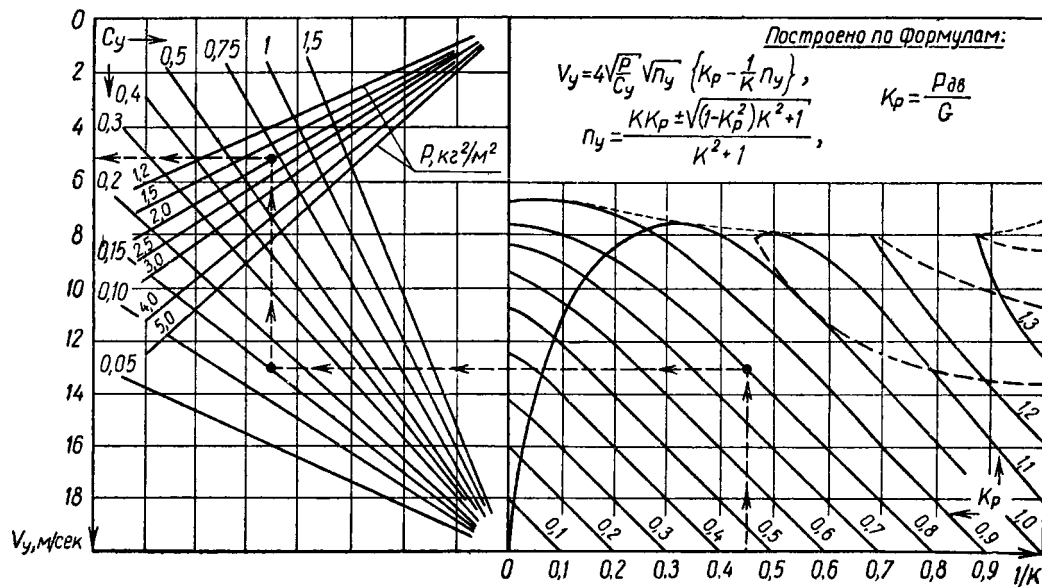


Рис. 114. Схема сил, действующих на модель при вертикальном наборе высоты

Мы пришли точно к такой же формуле, что и (76).

Из формулы (76) видно, что для повышения скорости вертикального набора высоты надо всемерно увеличивать превышение тяги над весом модели (увеличивать  $K_p$ ) и уменьшать сопротивление модели.



Нельзя забывать, что формула (76) применима только при  $K_p > 1$ .

Для облегчения расчетов построены номограммы (рис. 115). Решению со знаком «—» соответствуют пунктирные кривые.

### **Порядок расчета наивыгоднейшего режима набора высоты таймерной модели**

Зная мощность, обороты мотора и примерную скорость модели, найдем тягу, которую может развить наш двигатель, и, поделив ее на вес модели, найдем коэффициент  $K_p$ . Очевидно, чем больше величина этого коэффициента, тем лучше.

Имея определенное  $K_p$ , найдем наивыгоднейший режим набора, или, что то же самое, найдем наивыгоднейший  $C_y$ , на котором должна быть сбалансирована модель во время моторного полета.

Порядок расчета для случая простого, не спирального взлета следующий. Задаемся рядом значений  $C_y$  и находим качество.

По формулам (71, 71a) или номограмме (см. рис. 115) вычисляем ряд значений  $V_y$ , соответствующих заданным  $C_y$ . Строим функцию  $V_y = f(C_y)$ . Получим кривую, подобную изображенной на рис. 120. Снимем с нее максимальное значение  $V_y$ , найдем  $V_{y \text{ макс}}$  и одновременно то  $C_y$ , на котором должна быть сбалансирована модель.

Зная время работы мотора, находим высоту конца моторного полета; зная вертикальную скорость снижения на планировании, находим время планирующего полета и, сложив его со временем работы мотора, находим общее время полета при данном профиле.

Как показывают расчеты, с ростом  $K_p$  максимум кривой сдвигается все более влево в область  $C_y = 0 \div 0,3$ . И если модель для планирующего полета выгодно выпускать на больших значениях  $C_y$  порядка  $C_y = 1 \div 1,2$ , то, оставляя ту же балансировку, очень сильно проиграем в высоте. Такая несбалансированная модель набирает высоту ступеньками, делает горки, а то и петли. При сильном дисбалансе полет кончается поломкой. Чтобы этого не произошло, надо наклонить ось винта, изменить угол обдувки стабилизатора и т. п., т. е. изменить фак-



тически балансировку модели. Практически моделист может, изменяя, например, угол наклона оси винта, добиться на регулировочных полетах улучшения набора высоты. Но насколько близко подойдет он к  $C_{y\text{нач}}$ , сказать трудно. Ряд моделистов применяет устройство, позволяющее регулировать угол установки стабилизатора на взлете, а по окончании моторного полета возвращающее стабилизатор на угол, наиболее выгодный для планирования. Тогда, меняя угол установки стабилизатора на время моторного полета, можно отрегулировать модель на максимальный набор высоты.

Пользуясь приведенными формулами, можно, например, рассчитать, какой профиль будет наиболее выгодным с точки зрения набора высоты, если имеются данные продувок этих профилей, в частности кривая  $C_{xp} = f(C_y)$ . Известно, что кривая  $C_{xp} = f(C_y)$  для сильно вогнутых профилей, которые выгодны на планировании и часто применяются на парящих моделях, имеет вид *a*, изображенных на рис. 116. В области малых значений  $C_y$ , на которых выгодно взлетать при достаточно больших значениях  $K_p$ , коэффициент профильного сопротивления имеет большую величину. Это нежелательно, так как по-

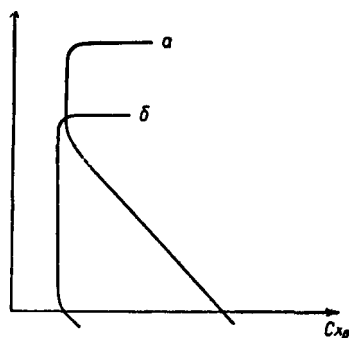


Рис. 116. Типичный вид функции  $C_y = f(C_{xp})$ :

*a* — для сильно вогнутого профиля; *b* — для слабо изогнутого профиля

вышает сопротивление модели. Сопротивление можно понизить, применив спиральный набор высоты. При этом сдвигаемся по кривой вверх и в сторону больших  $C_y$  и

меньших  $C_{xp}$ , одновременно сохраняя то же фактическое  $C_y$ , идущее на создание подъемной силы и, как следует из рис. 113, равное  $C_y = C_y \cos \beta$ .

Расчет в этом случае производится следующим образом. Задаемся рядом значений  $\beta$ .

Для заданных  $\beta$  по формуле (70) находим кривые  $V_y = f(C_y)$ . Строим сетку таких кривых (рис. 117). Проводим огибающую этих кривых. Максимум этой огибающей определит нам  $\beta_{\text{наиб}}$  и  $V_{y \text{ макс}}$ .

Если профиль толстый и мало вогнутый, характер его кривой  $C_y = f(C_{xp})$  имеет вид б, изображенный на рис. 116. Очевидно, прибегать к спиральному взлету для повышения скорости здесь не следует. Но спиральный набор может быть необходим, чтобы улучшить устойчивость на взлете.

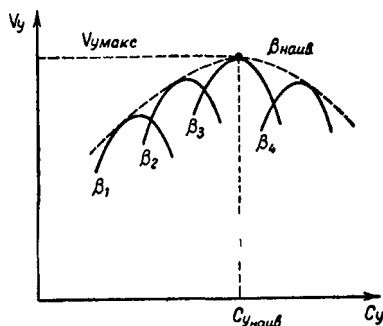


Рис. 117. Нахождение наивыгоднейшего угла  $\beta$  при спиральном наборе высоты таймерной моделью

Величина  $C_{xp}$  при  $C_y = 0$  особенно большое значение имеет для моделей, вертикально набирающих высоту. От сильно вогнутых профилей отказаться нельзя, так как они имеют прекрасные планирующие свойства, но вместе с тем крайне нежелательно, что  $C_{xp}$  при  $C_y = 0$  в четыре-пять раз превышает  $C_{y \text{ мин}}$ . Поэтому целесообразно попытаться использовать на моделях профили с подвижным хвостиком.

При наборе высоты хвостик отгибается вверх так, что профиль становится почти плоским (с малым  $C_{xp}$  при  $C_y = 0$ ), а по окончании моторного полета отгибает-

ся книзу, делая профиль сильно вогнутым.

Профиль с изменяемой геометрией лучше всего подойдет и к резиномоторным моделям при больших  $K_p$ .

Для перестановки подвижного хвостика профиля можно использовать какое-либо устройство, связанное с мотором, или механизмы, воздействующие сразу на мотор, подвижной хвостик профиля и стабилизатор.

Часовые устройства, ограничивающие работу мотора, применяют сейчас почти на всех моторных моделях. Поэтому приспособить их для воздействия на подвижной хвостик профиля и стабилизатор нетрудно.

Пользуясь этой методикой, можно сделать расчет ряда профилей различной вогнутости и толщины для конкретной модели и сравнить, какой из них будет выгоднее. Сравнение следует вести по общей продолжительности моторного и планирующего полетов.

### Пример расчета продолжительности полета таймерной модели

Рассчитаем модель, изображенную на рис. 118.

1) Расчет поляр. Коэффициент сопротивления фюзеляжа с прямой носовой частью без шасси с незака-

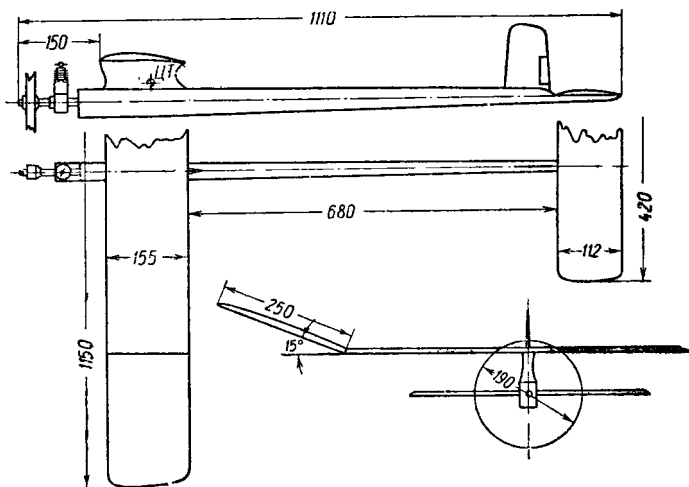


Рис. 118. Таймерная модель чемпиона СССР 1958 г. А. М. Науменко. Данные модели:  $S_{кр}=18,1 \text{ дм}^2$ ;  $S_{г.о}=4,4 \text{ дм}^2$ ;  $S_{общ}=22,5 \text{ дм}^2$ ;  $G=467 \text{ г}$ ;  $\rho_{общ}=20,6 \text{ г/дм}^3$ ; двигатель МК-16 ( $v=1,5 \text{ см}^3$ );  $p=2,6 \text{ кг/м}^2$ ;  $\lambda=7,3$

потированным мотором по результатам экспериментов (см. рис. 4) равен  $C_{x\phi} = 0,38$ . У рассчитываемой модели размеры мотора по отношению к фюзеляжу больше и поэтому принимаем  $C_{x\phi} = 0,45$ . Мидель фюзеляжа с пилоном  $S_{\phi} = 0,003 \text{ м}^2$ .

Коэффициент горизонтального оперения  $C_{y \text{ г.о.}}$  обычно колеблется от 0,2 до 0,5. Геометрия профиля горизонтального оперения средняя между плоской пластинкой и профилем G-417a. Ориентируясь на рис. 157 и 156 и учитывая, что у горизонтального оперения будет еще и индуктивное сопротивление, принимаем  $C_{x \text{ г.о.}} = 0,03$ . Полная площадь оперения  $0,0513 \text{ м}^2$ .

Итак, вредное сопротивление:

$$C_{x \text{ вр}} = \frac{\Sigma C_{xj} S_j}{S} = \frac{0,45 \cdot 0,003 + 0,03 \cdot 0,0513}{0,181} = 0,0177.$$

На планировании еще добавится сопротивление винта. При ширине лопасти  $b_{\text{макс}} = 0,02 \text{ м}$ , диаметре  $D = 0,19 \text{ м}$  и угле установки около  $\varphi = 20^\circ$  коэффициент сопротивления винта, отнесенный к площади крыла, равен ( $\kappa = 2$ ):

$$C_{x \text{ в}} = 8,7 \frac{\kappa b_{\text{макс}} D}{S} (0,045 - 0,0005 \varphi) = 0,0128.$$

Выбираем профиль G-147a. Тогда при  $C_y = 0,9$  скорость планирования:

$$V = 4 \sqrt{\frac{p}{C_y}} = 4 \sqrt{\frac{2,6}{0,9}} = 6,8 \text{ м/сек.}$$

У крыла  $Re = 69\,000 \cdot 6,8 \cdot 0,155 = 73\,000$ .

Для профиля G-417a имеются поляры при  $Re = 42\,000$  и  $168\,000$ . Интерполируем\* между ними.

Строим поляру так же, как и для модели «Я-3»:

$$C_x = C_{x \text{ вр}} + C_{x \text{ в}} + C_{x \text{ р}} + C_{x \text{ л}}, \quad \alpha_x = \alpha_{x=\infty} + \Delta\alpha.$$

Результаты расчета даны на рис. 119. Там же нанесены поляры и для моторного полета (без  $C_{x \text{ в}}$ ). Обратите внимание, что  $C_y$ , при котором  $V_{y \text{ мин}}$  осталось то же самое, что и для резиномоторной модели (см. рис. 107), несмотря на изменение  $C_{x \text{ гр}}$  и удлинения. Для современных моделей оно, как правило, находится в месте

---

\* Находим промежуточные значения.

крутого поворота  $C_{xp}$  вправо на кривой  $C_y = f(C_{xp})$ . Это обстоятельство значительно упрощает расчеты при выборе профиля.

Минимальная скорость снижения модели:

$$V_{y \text{ мин}} = \frac{V}{K} = \frac{6,8}{8,9} = 0,765 \text{ м/сек.}$$

Вертикальная скорость с профилем G-417a получилась очень высокая.

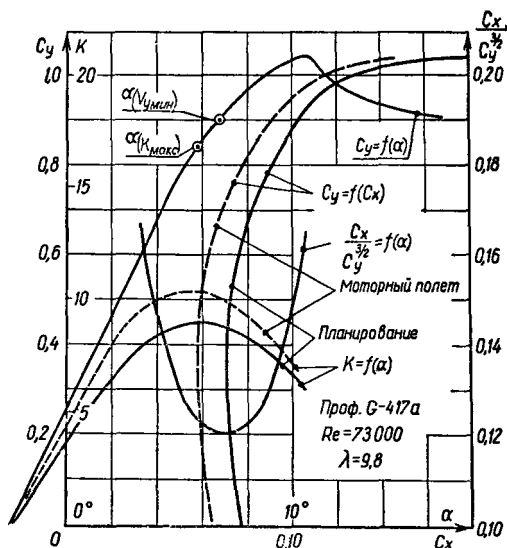


Рис. 119. Поляра таймерной модели А. М. Науменко

2) Задаемся  $K_p = 0,4; 0,6; 0,8; 1$ . Рассчитываем вертикальные скорости набора. Расчет помещаем в табл. 15.

По результатам расчета построен график (рис. 120). На каждой кривой получился максимум, т. е. определенной тяге соответствует определенное значение  $C_{ym}$  в моторном полете, когда вертикальная скорость наибольшая, причем чем больше тяга, тем пик получается все более острым. Даже небольшое отклонение от оптимального значения  $C_y$  вызывает значительное уменьшение

Таблица 15

$C_{ум}$	0,08	0,1	0,15	0,2	0,3	0,4	0,6	0,8	1	Задаемся
$K$ . . . . .	1,34	1,65	2,5	3,4	5,1	6,9	2,5	10,3	10	С рис. 119
$1/K$ . . . . .	0,75	0,607	0,40	0,295	0,197	0,145	0,105	0,97	0,1	Вычисл.
$V_y (K_p=0,4)$	—	—	—	1,5	2,5	2,7	2,6	2,2	—	С рис. 115
$V_y (K_p=0,6)$	—	—	—	4,4	4,8	4,7	4	3,5	3,1	То же
$V_y (K_p=0,8)$	—	4	6,8	7,1	6,6	6,0	4,9	4,4	4	»
$V_y (K_p=1)$	6	8,8	10	9	7	5,6	3,8	3,3	3	»

скороподъемности. Так, при  $K_p=0,8$  балансировка модели на  $C_y=0,1$  вместо  $C_y=0,17$  вызывает уменьшение  $V_y$  с 7,2 до 4 м/сек. Интересно, что если с тягой, равной весу,

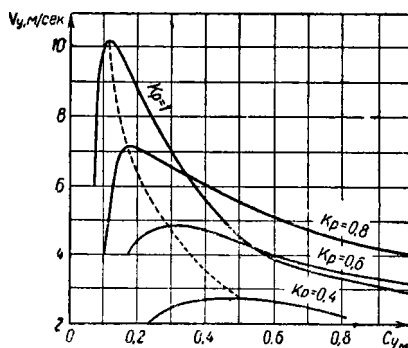


Рис. 120. Изменение вертикальной скорости по  $C_{ум}$  моторного полета при различных относительных тягах

оставить балансировку планирования ( $C_y=0,9$ ), то скороподъемность получается даже меньше, чем при более низкой тяге  $K_p=0,6$ .

Следовательно, чем более мощный мотор имеет модель, тем более точно надо ее регулировать.

Найдем скорость полета модели по траектории:

$$V_m = \frac{4}{\xi_1} \sqrt{\frac{\rho K_p}{C_x}}.$$

Расчет дан в табл. 16.

Таблица 16

$K_p$	0,4	0,6	0,8	1	Примечание
$C_{ум}$ (при $V_{у макс}$ ) . . . . .	0,5	0,29	0,17	0,12	С рис. 120
$C_x$ . . . . .	0,059	0,058	0,060	0,061	С рис. 119
$K$ . . . . .	8,5	5	2,84	1,97	С рис. 119
$\xi_1$ . . . . .	1,92	1,77	1,59	1,58	С рис. 102
					По формуле
$V_m, м/сек$ . . . . .	8,73	11,7	14,9	16,6	$V_m = \frac{4}{\xi_1} \sqrt{\frac{\rho K_p}{C_x}}$
$P_{потр} = K_p G$ . . . . .	0,187	0,280	0,374	0,467	Вычисляем

В последней строке подсчитана потребная тяга. Зависимость  $P_{потр} = f(V_m)$  изображена на графике (рис. 121) справа. Слева показано, как будут меняться вертикальная скорость, угол набора  $\theta$  (формула 74а),  $C_{у опт}$  моторного полета при изменении потребной тяги. Пунктиром изображены потребные тяги и вертикальные скорости при чисто вертикальном взлете (формула 76). Если нанести на правую часть графика тягу винта в зависимости от скорости, то точка пересечения определит вертикальную скорость набора высоты.

Если имеются графики замеров тяги моторчика по скорости с набором винтов, подобно изображенному на рис. 168, то проще всего их прямо нанести на правую часть графика. В качестве примера на рис. 121 нанесена тяга моторчика МК-12с с винтом № 5. Из рис. 121 видно, что если бы на модель установить мотор МК-12с с винтом № 5, то при наклонном наборе высоты  $V_y = 11 м/сек$  ( $\theta \approx 40^\circ$ ,  $C_{у опт} = 0,12$ ), а при вертикальном наборе высоты  $V_y = V_m = 12 м/сек$  ( $\theta = 90^\circ$ ;  $C_{ум} = 0$ ).

Зависимость тяги винта от скорости можно рассчитать и теоретически. Построив такие зависимости для

ряда винтов, можно выбрать наивыгоднейший винт, который обеспечивает максимальную вертикальную скорость.

Подберем винт для нашей модели. Она имеет мотор МК-16, развивающий  $N=0,12$  л. с. на  $n=12\,000$  об/мин

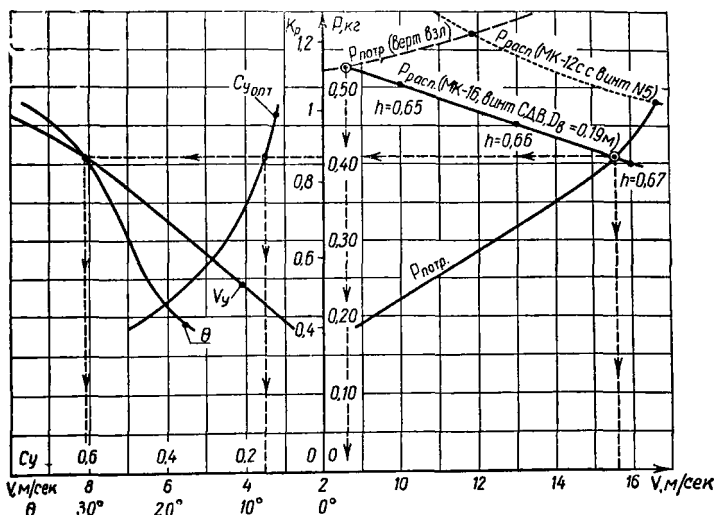


Рис. 121. Построение потребных и располагаемых тяг и определение летных данных таймерной модели

( $n_s = 200$  об/сек). Зададимся диаметром винта  $D = 0,19$  м и вычислим:

$$\beta = \frac{75 \cdot V}{\rho D^5 n_s^3} = \frac{85 \cdot 0,12}{0,125 \cdot 24,8 \cdot 10^{-5} \cdot 80 \cdot 10^3} = 0,0363.$$

Зададимся скоростями  $V=10, 13, 15$  м/сек;  $\lambda = \frac{V}{n_s D} = 0,264; 0,343; 0,421$ .

По сетке характеристики винтов получим:

английский винт:  $\eta = 0,55; 0,64; 0,71$  при  $h = 0,53; 0,55; 0,53$ ;  
 винт DVL-1vF:  $\eta = 0,52; 0,65; 0,72$  при  $\varphi = 12,55; 12,55; 13^\circ$ ;  
 винт СДВ:  $\eta = 0,59; 0,69; 0,75$  при  $h = 0,65; 0,66; 0,67$ .



Так как поправка  $K_{\eta\phi}$  для всех винтов одинаковая, то из сравнения к.п.д. видно, что винт СДВ наилучший. Мидель фюзеляжа и цилиндра мотора непосредственно за винтом равен  $f_1 = 0,0025 \text{ м}^2$ , диаметр круга, эквивалентного модели  $d_s = 1,12 \cdot \sqrt{f_1} = 0,0056 \text{ м}^2$ , отношение  $d_s/D = 0,3$ . По рис. 48 получаем  $K_\phi = 0,97$ .

$$K_{\eta\phi} = 0,98 \frac{0,97}{1} = 0,95.$$

Потери на фюзеляже составляют около 5%. Капотирование двигателя могло бы значительно улучшить аэродинамику модели и снизить потери к.п.д. винта.

Находим к.п.д. винта с учетом потерь  $\eta_b = \eta \cdot K_{\eta\phi} = 0,56; 0,655; 0,713$  и тягу винта:

$$P = \frac{75N\eta}{V} = 0,5; 0,45; 0,4 \text{ кг.}$$

Построим располагаемую тягу мотора МК-16 с винтом СДВ  $D_b = 0,19 \text{ м}$  (см. рис. 121). Одновременно на кривой  $P_{\text{расп}}$  в расчетных точках отмечаем  $h$ . Кривая  $P_{\text{расп}}$  пересекла  $P_{\text{потр}}$  при наклонном наборе высоты и  $P_{\text{потр}}$  при вертикальном наборе высоты. При наклонном наборе высоты модель имеет скорость по траектории  $V_m = 15,6 \text{ м/сек}$ , вертикальную скорость  $V_y = 8,1 \text{ м/сек}$ , угол подъема  $\theta = 31^\circ$ , шаг винта  $h = 0,67$  и должна быть сбалансирована в моторном полете на  $C_{y\text{ опт}} = 0,15$ . При вертикальном наборе высоты  $V_y = V_m = 8,6 \text{ м/сек}$  шаг винта  $h = 0,645$ . При вертикальном наборе высоты скорость несколько больше, но реализовать такой полет труднее. При вертикальном наборе возникает целый ряд проблем и прежде всего проблема устойчивости.

Теперь легко определить время и высоту полета модели. Так как в настоящее время продолжительность работы мотора таймерной модели ограничена 15 сек., принимаем время работы мотора 14 сек., затем находим высоту полета:

$$H = V_y \cdot t_m = 8,1 \cdot 14 = 113 \text{ м}$$

и продолжительность:

$$t = \frac{H}{V_{y\text{ пл}}} + t_m = \frac{113}{0,765} + 14 = 162 \text{ сек.}$$

Подобные модели у опытных моделистов в большинстве случаев устойчиво дают максимумы, т. е. продолжительность полета свыше 180 сек. Однако реальные модели имеют более сильно вогнутые профили и улучшенные или форсированные моторы.

### Влияние роста скорости ветра с увеличением высоты на скороподъемность модели

Изменение скорости ветра с увеличением высоты приводит к изменению вертикальной скорости модели, причем при увеличении скорости встречного ветра, как это сейчас будет доказано, возрастает скороподъемность модели.

Пусть модель производит набор высоты в установившемся режиме по прямолинейной относительно воздуха траектории. Скорость модели  $V$ , угол наклона траектории к горизонту  $\theta$  (рис. 122). При возрастании скорости ветра с высотой модель будет двигаться относительно земли с ускорением, равным:

$$j_x = - \frac{\Delta W}{\Delta t} = - \frac{\Delta W}{\Delta H} \cdot \frac{\Delta H}{\Delta t} = - \frac{\Delta W}{\Delta H} V_y, \quad (77)$$

где  $\Delta W$  — изменение скорости ветра с высотой за некоторый промежуток времени  $\Delta t$ .

Движение с ускорением приведет к появлению силы инерции —  $m j_x$  (см. рис. 122).

Спроектируем все силы на направление скорости  $V$ , включая силу инерции:

$$P - X - G \sin \theta + m \frac{\Delta W}{\Delta H} V_y \cos \theta = 0. \quad (78)$$

Сделаем перестановку членов:

$$P - X = G \sin \theta - \frac{G}{g} \frac{\Delta W}{\Delta H} V_y \cos \theta. \quad (79)$$

Умножим на  $V$  и вспомним, что  $V \sin \theta = V_y$ :

$$(P - X)V = G V_y - \frac{G V}{g} \frac{\Delta W}{\Delta H} V_y \cos \theta. \quad (80)$$

Если скорость ветра не изменяется с высотой и модель поднимается со скоростью  $V$  по траектории, то мощность двигателя, затрачиваемая на подъем, равна

$$(P - X)V = GV_{y0}, \quad (81)$$

где  $V_{y0}$  — вертикальная скорость модели в спокойном или движущемся с одинаковой скоростью на всех высо-

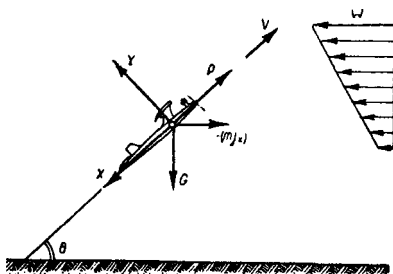


Рис. 122. Силы, действующие на модель при установившемся наборе высоты и встречном ветре, усиливающемся с высотой

тах воздухе. Сравнив между собой формулы (80) и (81), получим окончательную расчетную формулу:

$$V_{y0} = V_y \left( 1 - \frac{V}{g} \cdot \frac{\Delta W}{\Delta H} \cdot \cos \theta \right). \quad (82)$$

Пусть  $V = V_m = 15,6$  м/сек,  $\theta = 31^\circ$ , на  $\Delta H = 100$  м ветер усиливается на  $\Delta W = 10$  м/сек. Тогда при наборе высоты по прямой против ветра получим:

$$\frac{V_{y0}}{V_y} = 1 - \frac{15,6}{9,81} \cdot \frac{10}{100} \cos 31^\circ = 0,864,$$

т. е. скороподъемность увеличилась на 14,6%.

При вертикальной скорости в спокойном воздухе  $V_{y0} = 8,1$  м/сек скороподъемность при встречном усили-

вающемся ветре будет  $V_y = \frac{V_{y0}}{0,864} = 9,5 \text{ м/сек}$ . Наоборот, при попутном усиливающемся с высотой ветре или встречном затихающем знак в формуле (82) сменится на «+», скороподъемность уменьшится и будет равна  $V_y = V_{y0}/1,146 = 7,06 \text{ м/сек}$ .

Таким образом, если ветер усиливается с увеличением высоты и модель набирает высоту по прямой, следует выпускать ее против ветра\*; если порывы ветра нарастают плавно в течение всего времени набора высоты, желательно выпускать модель перед началом такого порыва и против него.

Изменение ветра с увеличением высоты не имеет значения для моделей с вертикальным набором ( $\cos \theta = 0$ ) и со спиральным набором высоты.

Важным моментом в полете таймерной модели является переходный участок от набора высоты к планированию. Обычно скорость моторного полета значительно превышает скорость планирования (у нас  $V_m = 15,6 \text{ м/сек}$ ,  $V_{пл} = 6,8 \text{ м/сек}$ ) и в момент остановки двигателя модель оказывается точно в таком же положении, в каком она очутилась бы, если бы мы ее выбросили вверх с повышенной скоростью. Как ведет себя модель в этом случае, хорошо известно моделистам. Особенно это ясно проявляется на моделях с мощными моторами и большими скоростями набора высоты. Чтобы плавно, без раскачки и потери высоты перевести модель в планирующий полет, необходимо ограничить время работы мотора связать с рулем поворота или со стабилизатором. В момент остановки мотора ограничитель, воздействуя на руль поворота, переводит модель на некоторое время в вираж, что способствует плавному переходу на режим планирования. Плавное же изменение угла установки стабилизатора способствует плавному переходу модели от моторного к планирующему полету. За счет правильного использования кинетической энергии модели можно получить дополнительный прирост высоты на величину:

$$\Delta H = 0,05 (V_m^2 - V_{пл}^2) \approx 10 \text{ м}.$$

---

\* На планировании же, наоборот, нужно, чтобы модель летела по ветру.

## Г л а в а 3

### НАИВЫГОДНЕЙШИЙ ВИНТ МОТОРНОЙ МОДЕЛИ

#### ТЕОРИЯ ИДЕАЛЬНОГО ВИНТА

Рассмотрим сначала винт, который создает тягу лишь посредством отбрасывания воздуха без закручивания отброшенной струи и без трения лопастей о воздух. Такой винт называется идеальным. Идеальный винт не имеет потерь, кроме одной, связанной с податливостью воздуха, с самим принципом образования тяги. Такой порядок рассмотрения позволит лучше уяснить составляющие к.п.д. винта и возможности влиять на этот к.п.д.

#### Тяга и мощность идеального винта

Пусть скорость перед винтом  $V_0$ , в плоскости вращения винта  $V_1 = V_0 + v_1$ , за винтом  $V_2 = V_0 + v_2$ , а масса воздуха, проходящая через площадь ометаемого диска,  $m$ . Тогда сила тяги будет равна изменению количества движения:

$$P_i = m(V_2 - V_0) = mv_2.$$

Давления далеко впереди винта и далеко сзади за винтом (сечения  $O$  и  $II$ , рис. 123) будут равны. Следовательно, вся работа идеального винта пойдет на создание кинетической энергии потока. Приращение кинетической энергии секундной массы воздуха будет равно мощности, потребляемой идеальным винтом:

$$\begin{aligned} T_i &= \frac{mV_2^2}{2} - \frac{mV_0^2}{2} = \frac{m}{2}(V_2 + V_0)(V_2 - V_0) = \\ &= mv_2 \left( V_0 + \frac{v_2}{2} \right) = P_i \left( V_0 + \frac{v_2}{2} \right). \end{aligned}$$

Мощность идеального винта можно выразить также и через секундную работу силы тяги  $P_i$  в плоскости вращения:

$$T_i = P_i V_1 = P_i (V_0 + v_1).$$

Сравнив два последних равенства, получим очень важное соотношение:

$$v_1 = \frac{v_2}{2}, \quad (83)$$

т. е. скорость подсасывания в плоскости вращения винта равна половине скорости отбрасывания далеко за винтом. Это отношение подтверждается экспериментами и для действительных винтов.

Масса отбрасываемого воздуха равна:

$$m = \rho F V_1 = \rho F (V_0 + v_1),$$

где  $F$  — площадь, ометаемая винтом.

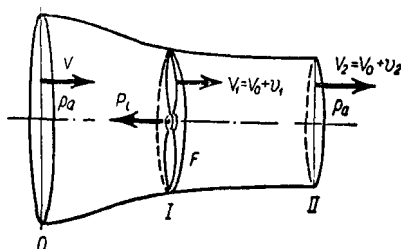


Рис. 123. Схема потока у идеального винта

Окончательные формулы тяги и потребляемой мощности идеального винта будут:

$$P_i = 2mv_1 = 2\rho F (V_0 + v_1) v_1. \quad (84)$$

$$T_i = 2mv_1 (V_0 + v_1) = 2\rho F (V_0 + v_1)^2 v_1. \quad (85)$$

Экспериментальная проверка этих формул показывает, что тяга  $P_i$  действительного пропеллера очень мало отличается от тяги  $P_i$  идеального винта, мощность же у действительного пропеллера на 15—30% больше за счет закрутки отходящей струи и трения лопастей о воздух.

### К.п.д. идеального винта

Коэффициент полезного действия винта равняется отношению полезной, располагаемой мощности к полной мощности двигателя, затрачиваемой на вращение винта:

$$\eta_i = \frac{P_i V_0}{T_i} = \frac{P_i V_0}{P_i V_1} = \frac{V_0}{V_0 + v_1} = \frac{1}{1 + \frac{v_1}{V_0}}. \quad (86)$$

Найдем величину  $\frac{v_1}{V_0}$ . Для этого обе части уравнения

$P = 2 \rho F (V_0 + v_1) v_1$  разделим на  $qF = \frac{\rho V_0^2}{2} \cdot \frac{\pi D^2}{4}$ . Получим:

$$B = \frac{P}{qF} = 4 \left( 1 + \frac{v_1}{V_0} \right) \frac{v_1}{V_0},$$

где  $B$  — коэффициент нагрузки на ометаемую винтом площадь.

Это равенство можно представить в виде квадратного уравнения  $\left( \frac{v_1}{V_0} \right)^2 + \frac{v_1}{V_0} - \frac{B}{4} = 0$ . Решая это уравнение и беря только положительный корень, так как  $\frac{v_1}{V_0}$  должно быть больше нуля, получим:

$$\frac{v_1}{V_0} = \frac{-1 + \sqrt{1 + B}}{2}. \quad (87)$$

Окончательно величина к.п.д. идеального винта после подстановки формулы (87) в формулу (86):

$$\eta_i = \frac{1}{1 + \frac{v_1}{V_0}} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + B}}. \quad (88)$$

Зная величину  $B$ , можно найти к.п.д. (88), скорость подсасывания  $v_1$  (87) и скорость отброса воздуха далеко за винтом  $v_2$  (83). Величину коэффициента  $B$  легко подсчитать, если известны диаметр винта, скорость полета и тяга, развиваемая винтом:

$$B = \frac{P}{qF} = \frac{2P}{\rho V_0^2 F} = \frac{8P}{\pi \rho V_0^2 D^2} = 20,4 \frac{P}{V_0^2 D^2}. \quad (89)$$

### Сравнение идеального винта с действительным

Зависимость  $\eta_i$  от  $B$  изображена на рис. 124. Как показывают эксперименты, к.п.д. действительного винта примерно на 15% ниже, чем идеального, за счет потерь на закручивание струи за винтом и трение лопастей о воздух.

Из графика (124) можно убедиться, что даже у идеального винта с ростом  $B$  к.п.д. винта падает, и если у нас на модели  $B=4$ , то к каким бы улучшениям ни прибегали, невозможно поднять к.п.д. даже в идеальном случае выше 0,62. Единственный фактор, на который можно воздействовать, — понижать нагрузку на винт  $B$ .

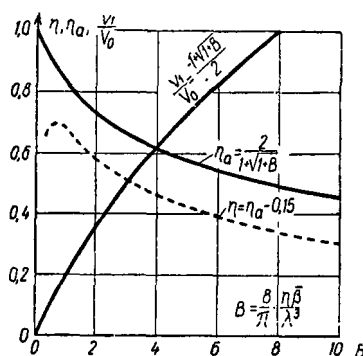


Рис. 124. Зависимость идеального к.п.д., действительного к.п.д. и относительной скорости подсосывания от коэффициента нагрузки  $B$

Проанализируем формулу  $B$  (89). Тяга нужна всегда большая, и уменьшать ее нельзя. Скорость обычно задается условиями балансировки модели. Остается только диаметр винта. Повышая диаметр винта, понижаем нагрузку на винт и улучшаем к.п.д. Наиболее эффективен этот способ на больших величинах  $B$ . На малых  $B$  увеличение к.п.д. получается незначительным. Современные моторные нескоростные модели с мощными высокооборотными моторами имеют большие величины  $B$ , достигающие до  $B=4 \div 6$ . Увеличением диаметра здесь можно добиться повышения к.п.д. на 8—12%. У скоростных кордовых моделей к.п.д. увеличивается немного, но и это может иметь большое значение.

### Влияние на к.п.д. идеального винта неравномерности распределения тяги по ометаемой площади

Неравномерность распределения тяги по длине лопасти вызывает значительное ухудшение к.п.д. винта. Проследим на примере, насколько велико это ухудшение.



Средний к.п.д. идеального винта при неравномерном распределении тяги равен:

$$\eta_{\text{ср}} = \frac{\sum \eta_i P_i}{P},$$

где  $\eta_i$  и  $P_i$  — к.п.д. и тяга отдельных небольших площадок;

$P$  — общая суммарная тяга всей ометаемой площади;

$\Sigma$  — знак суммы произведений  $\eta_i P_i$  отдельных площадок.

Выделим в ометаемой площади некоторую площадку  $F_1$  и проследим, как будет меняться среднее значение к.п.д. идеального винта, если эта площадка состав-

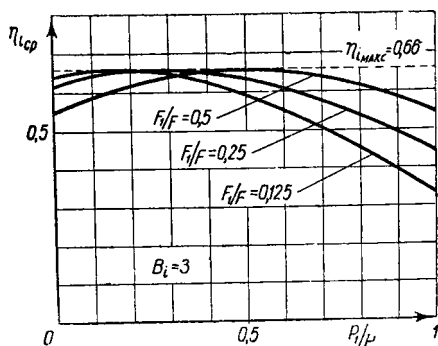


Рис. 125. Пример изменения к.п.д. идеального винта в зависимости от неравномерности загрузки ометаемой площади (неравномерности распределения тяги по длине лопасти)

ляет разные доли от общей ометаемой площади и создает различную долю тяги от общей тяги  $P$ . Результаты расчетов для  $B=3$  приведены на графике (рис. 125). Там же нанесена пунктирная прямая, соответствующая равномерной загрузке всей площади. Из графика видно, что максимальное значение к.п.д. получается только при равномерной загрузке ометаемой площади, а во всех остальных случаях ниже. При больших  $B$  и значительной неравномерности загрузки к.п.д. может падать очень сильно.

В реальных винтах, применяемых в настоящее время, загрузка лопасти по длине бывает недостаточно равномерной. Часть лопасти от  $\bar{R}=0$  до  $\bar{R}=0,25$  радиуса винта загрузить обычно возможно. Поэтому, чтобы учесть хотя бы нерабочую центральную часть, в расчет к.п.д. идеального винта следует вводить не полную площадь, ометаемую винтом, а площадь, участвующую в создании тяги:

$$F = \frac{\pi D^2}{4} (1 - \xi^2),$$

где  $\xi = \frac{r_0}{R} = 0,25$  — коэффициент нерабочей части лопасти.

Наивыгоднейший винт — такой винт, который в рабочей части лопасти создает равномерную тягу по ее длине. В дальнейшем на таком винте остановимся подробнее.

### РЕАЛЬНЫЙ ВИНТ

С помощью идеального винта мы разобрались в вопросах к.п.д. винта. В частности, убедились, что на малых скоростях и больших тягах (большие величины  $B$ ) к.п.д. получается очень низким, и чтобы повысить его, следует увеличить диаметр винта и при проектировании стремиться к равномерному распределению тяги по длине лопасти. Рассмотрим теперь реальный винт и выведем формулы для расчета как произвольного, так и наивыгоднейшего винта для моделей с поршневыми двигателями.

#### Вывод формул тяги и мощности винта исходя из профиля

Каждый элемент лопасти винта работает как маленькое крылышко. Выделим полоску лопасти шириной  $\delta$ , длиной  $\Delta r$  и площадью  $\Delta S = \delta \Delta r$ . Нарисуем скоростной и силовой многоугольник этого элемента лопасти (рис. 126).

Если бы воздух был жесткой средой, то элемент лопасти имел бы скорость  $W_0$  и угол атаки  $\alpha_k$ . Но воздух — податливая среда, и при работе элемента лопасти он подсасывается со скоростью  $v_{a1}$  и одновременно закручивается со скоростью  $v_{\Omega 1}$ . Элемент лопасти имеет

направление и фактическую скорость  $W_1$  и угол атаки  $\alpha$ . Проведем подъемную силу  $\Delta Y$  перпендикулярно скорости в области профиля  $W_1$ , тогда сопротивление

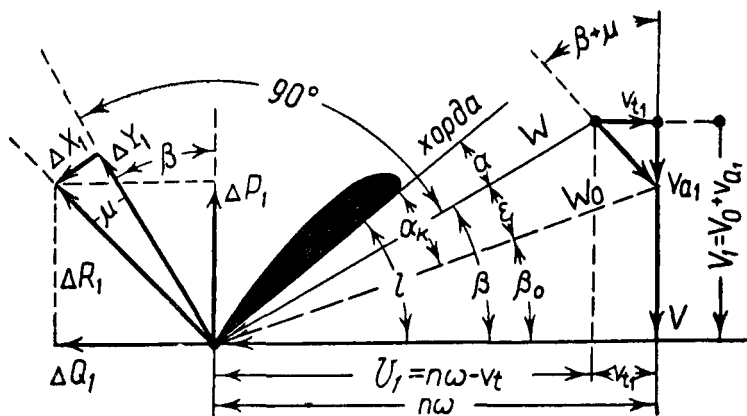


Рис. 126. Схема скоростей и сил, действующих на элемент лопасти

будет состоять только из профильного сопротивления  $\Delta X_1$ . Будучи геометрически сложными,  $\Delta Y_1$  и  $\Delta X_1$  дадут равнодействующую  $\Delta R_1$ , проекция которой на направление полета даст тягу элемента лопасти  $\Delta P_1$ , а на плоскость вращения винта — сопротивление элемента лопасти  $\Delta Q_1$ :

$$\Delta P_1 = \Delta Y_1 \cos \beta - \Delta X_1 \sin \beta;$$

$$\Delta Q_1 = \Delta Y_1 \sin \beta + \Delta X_1 \cos \beta.$$

Как следует из рис. 126,  $\sin \beta = \frac{V_1}{W_1}$  и  $\cos \beta = \frac{v_1}{W_1}$ .

Вынесем за скобки  $\Delta Y_1$  и введем величину  $\mu = \frac{C_{xp}}{C_y}$ :

$$\Delta P_1 = \Delta Y_1 (\cos \beta - \mu \sin \beta);$$

$$\Delta Q_1 = \Delta Y_1 (\sin \beta + \mu \cos \beta).$$

Подставим в эти уравнения выражения для подъем-

ной силы  $\Delta Y_1 = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} \Delta S = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} b \Delta r$ .

Получим:

$$\Delta P_1 = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} b (\cos \beta - \mu \sin \beta) \Delta r;$$

$$\Delta Q_1 = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} b (\sin \beta + \mu \cos \beta) \Delta r.$$

Мощность  $\Delta T$ , затрачиваемая на вращение такого элемента лопасти, равняется:

$$\Delta T_1 = \Delta Q_1 \cdot r \omega = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} b (\sin \beta + \mu \cos \beta) r \omega \cdot \Delta r,$$

где  $\omega$  — угловая скорость вращения лопасти в радианах в секунду.

Для винта с числом лопастей  $k$  силы будут в  $k$  раз больше:

$$\Delta P = k \cdot \Delta P_1 = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} k b (\cos \beta - \mu \sin \beta) \cdot \Delta r. \quad (90)$$

$$\Delta T = k \cdot \Delta T_1 = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} k b (\sin \beta + \mu \cos \beta) r \omega \cdot \Delta r. \quad (91)$$

Подсчитав значения  $\Delta P$  и  $\Delta T$  для ряда выделенных элементов лопасти, можно построить зависимости  $\frac{\Delta P}{\Delta r} = f(r)$  и  $\frac{\Delta T}{\Delta r} = f(r)$  (рис. 127). Подсчитав площадь  $\Omega_p$

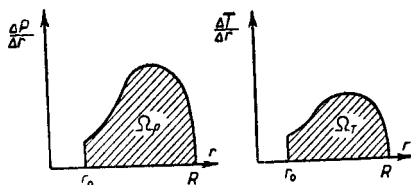


Рис. 127. Графики загрузки лопасти винта тягой и мощностью

одной диаграммы и площадь  $\Omega_T$  другой диаграммы и умножив их на масштабы осей, находят тягу и мощность всего винта:

$$P = \Omega_p \cdot k_r \cdot k_p \quad \text{и} \quad T = \Omega_T \cdot k_r \cdot k_T,$$

где  $k_p$ ,  $k_t$  и  $k_r$  — цены одного сантиметра для величин  $\frac{\Delta P}{\Delta r}$ ,  $\frac{\Delta T}{\Delta r}$  и  $r$ .

Так можно было бы рассчитывать, но, к сожалению, величины  $W_1$  и  $\beta$  неизвестны и требуются дополнительные уравнения, которые выведены в следующих разделах.

### Вывод формул тяги и мощности винта исходя из струи, отбрасываемой винтом

Вырежем у винта с  $k$  лопастями, на радиусе  $r$ , с помощью двух близких цилиндрических сечений кольцевую полоску шириной  $\Delta r$  (рис. 128). Импульс силы тяги будет равен приросту осевой составляющей количест-

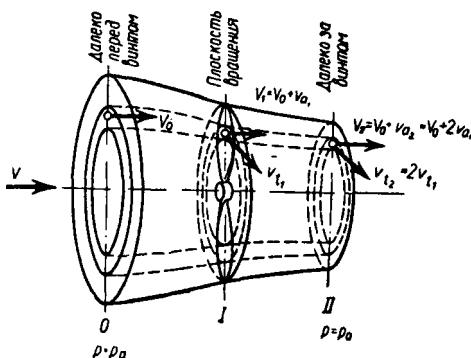


Рис. 128. Течение кольцевой струйки через плоскость винта

ва движения воздуха, проходящего через кольцевую струйку. Для интервала времени в одну секунду будем иметь следующее равенство:

$$\Delta P = \Delta m \cdot V_2 - \Delta m V_0 = \Delta m (V_2 - V_0),$$

где  $\Delta m = \rho \cdot 2\pi r \cdot \Delta r \cdot V_1$  — масса воздуха, проходящая через кольцевое сечение.

Далеко за винтом в сечении II скорость уходящего воздуха  $V_2 = V_0 + v_{a2}$ , где  $v_{a2}$  — скорость отбрасывания.

После подстановки получим:  $\Delta P = \Delta m \cdot v_{a2}$ .

Чтобы найти окружное усилие  $\Delta Q$ , применим теорему о том, что момент импульса силы равен приросту момента количества движения в струе. Для интервала времени в одну секунду получим:

$$\Delta Q r = \Delta m \cdot v_{t2} \cdot r \text{ или } \Delta Q = \Delta m \cdot v_{t2}.$$

В теории идеального винта мы имели:

$$v_{a1} = \frac{v_{a2}}{2}.$$

Аналогично можно доказать, что и для окружных скоростей соблюдается равенство:

$$v_{t1} = \frac{v_{t2}}{2}.$$

С учетом этих замечаний

$$\Delta P = \Delta m \cdot 2v_{a1} = 4\pi\rho V_1 \cdot v_{a1} \cdot r \cdot \Delta r, \quad (92)$$

$$\Delta Q = \Delta m \cdot 2v_{t1} = 4\pi\rho V_1 \cdot v_{t1} \cdot r \cdot \Delta r, \quad (93)$$

$$\Delta T = \Delta Q \cdot r \omega = 4\pi\rho V_1 v_{t1} \cdot r^2 \omega \cdot \Delta r. \quad (94)$$

### Вывод уравнений связи

Ранее получили два вида формул для тяги и мощности. Установим связь между ними. Для этого приравняем их:

$$\Delta P = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} kb (\cos \beta - \mu \sin \beta) \Delta r = 4\pi\rho V_1 v_{a1} r \Delta r,$$

$$\Delta Q = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} kb (\sin \beta + \mu \cos \beta) \Delta r = 4\pi\rho V_1 v_{t1} r \Delta r.$$

Откуда получим два уравнения:

$$\frac{V_1 v_{a1}}{W_1^2} = \frac{kb C_y}{8\pi r} (\cos \beta - \mu \sin \beta),$$

$$\frac{V_1 v_{t1}}{W_1^2} = \frac{kb C_y}{8\pi r} (\sin \beta + \mu \cos \beta).$$

Возведем в квадрат и сложим оба эти уравнения. После тригонометрических преобразований получим:

$$\frac{V_1^2 (\tau_{a1}^2 + \tau_{t1}^2)}{W_1^4} = \left( \frac{kb C_y}{8\pi r} \right)^2 (1 + \mu^2).$$

Так как угол  $\mu$  мал, можно написать:

$$1 + \mu^2 = 1 + \operatorname{tg} \mu^2 = \frac{1}{\cos^2 \mu}$$

Подставим это значение в наше уравнение и извлечем квадратный корень:

$$\frac{V_1 \sqrt{\tau_{a1}^2 + \tau_{t1}^2}}{W_1^2} = \frac{kb}{2\pi r} \cdot \frac{C_y}{\cos \mu}.$$

Здесь  $\sqrt{v_{a1}^2 + v_{t1}^2} = v_1$ , а  $\frac{C_y}{\cos \mu} = C_R$ , как следует из рис. 126. Подставим эти значения:

$$\frac{V_1}{W_1^2} = \frac{kb}{8\pi r} \cdot C_R = K \cdot C_R, \quad (95)$$

где  $K = \frac{kb}{8\pi r}$ .

Мы получили искомое уравнение связи. Оно связывает скорости в струе (слева) с характеристиками профиля (справа).

Если принять некоторые допущения, вносящие очень малую погрешность в расчеты (менее 1%), а именно, что  $C_R = C_y$ , и подставить значения  $\frac{V_1}{W_1} = \sin \beta$ ,  $\frac{v_1}{W_1} = \operatorname{tg} \epsilon \approx \epsilon$  — угол скоса потока (в градусах  $\epsilon^\circ = \epsilon \cdot 57,3$ ), то получим следующую форму уравнения связи:

$$\epsilon^\circ = 57,3 \cdot \frac{C_y}{\sin \beta} \cdot \frac{kb}{8\pi r} = 57,3 \frac{K C_y}{\sin \beta}. \quad (96)$$

Теперь можно рассчитать характеристики любого заданного винта, в том числе и вертолетного, если извест-

ны все его геометрические параметры и скорость вращения. Причем характеристики получим с высокой точностью и именно для наших чисел  $Re$ .

### Пример расчета заданного винта резиномоторной модели

Пользуясь приведенной в предыдущем разделе теорией, можно рассчитать любой произвольный винт. В качестве примера рассчитаем винт серии ЗСМВ-2 для рези-

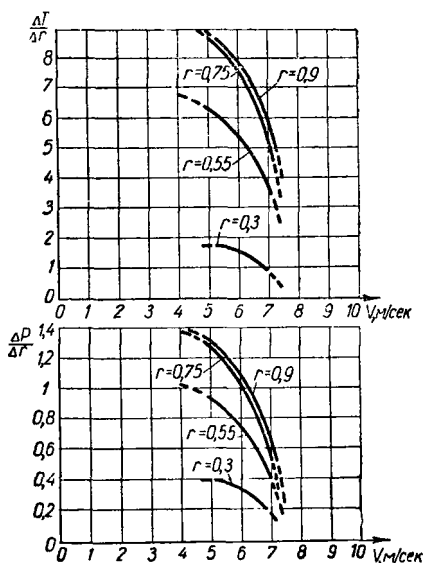


Рис. 129. Расчет произвольного винта

номоторной модели со следующими данными:  $D=0,5$  м,  $n_s = 12$  об/мин, профиль G-417а,  $\varphi = 28^\circ$  на  $\bar{r} = 0,75$ , шаг вдоль лопасти постоянный.

Расчет удобнее свести в таблицу (см. табл. 17). По результатам расчета строим зависимости  $\frac{\Delta T}{\Delta r} = f(V_0)$  и  $\frac{\Delta P}{\Delta r} = f(V_0)$  (рис. 129), задаваясь скоростью  $V_0 = 5, 6,$



7 м/сек, строим зависимости  $\frac{\Delta T}{\Delta r} = f(r)$ ,  $\frac{\Delta P}{\Delta r} = f(r)$ .

Получим распределение тяги и мощности вдоль радиуса винта (рис. 130). Умножая площадь, ограниченную каждой кривой, на масштаб, получим суммарную тягу и мощность для ряда скоростей полета:

$$T = Q_T \cdot K_r \cdot K_T, \quad P = Q_P \cdot K_r \cdot K_T.$$

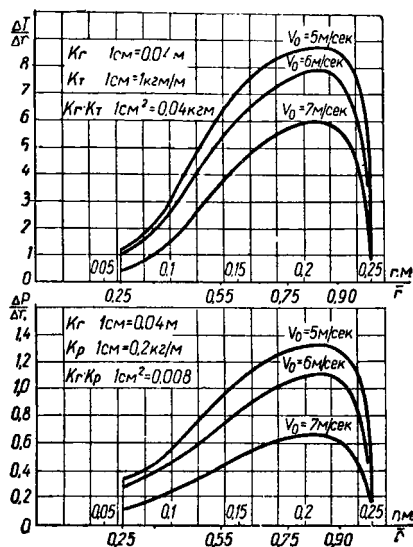


Рис. 130. Графики распределения тяги и мощности вдоль радиуса винта резиномоторной модели

К.п.д. винта будет:

$$\eta = \frac{P \cdot V_0}{T}.$$

В нашем конкретном примере:

$$V_0 = 7 \text{ м/сек}, \quad T = 34,7 \cdot 0,04 = 1,39; \quad P = 19,5 \cdot 0,008 = 0,156; \quad \eta = 0,787.$$

# РАСЧЕТ ПРОИЗВОЛЬНОГО ВИНТА

1	$\bar{r}$	0,3			0,55		
2	$r \text{ (м) . . . . .}$	0,075			0,1375		
3	$b \text{ (м) . . . . .}$	0,054			0,069		
4	$\varphi^\circ \text{ . . . . .}$	53			36		
5	$K = \frac{kb}{8\pi r} \text{ . . . .}$	0,0573			0,04		
6	$r \omega \text{ . . . . .}$	5,64			10,4		
7	$R_{\text{сеч}} = 69\,000 b_{\text{сеч}} \sqrt{V^2 + (r\omega)^2}$	$2,81 \cdot 10^4$			$5,47 \cdot 10^4$		
8	$\alpha^\circ \text{ . . . . .}$	0	3	6	0	3	6
9	$C_y \text{ . . . . .}$	0,36	0,77	1,00	0,36	0,77	1,00
10	$\mu^\circ = \frac{C_{xp}}{C_y} \cdot 57,3 \text{ . . . . .}$	5,3	2,1	2,4	5,3	2,1	2,4
11	$\beta = \varphi - \alpha$	53	50	47	36	33	30
12	$\varepsilon^\circ = 57,3 \frac{KC_y}{\sin \beta} \text{ . . . . .}$	1,48	3,3	4,5	1,4	3,24	4,58
13	$\beta_0 = \beta - \varepsilon \text{ . . . . .}$	51,5	46,7	42,5	34,6	29,8	25,4
14	$V_0 = r \omega \cdot \operatorname{tg} \beta_0 \text{ . . . . .}$	6,88	5,98	5,20	7,13	5,82	4,92
15	$W_1 = W_0 \cos \varepsilon \approx \frac{r \omega}{\cos \beta_0} \text{ . .}$	9,07	8,24	7,63	12,6	12,0	11,5
16	$\frac{\Delta R}{\Delta r} = C_y \frac{\rho W_1^2}{2} kb \text{ . . . .}$	0,20	0,35	0,39	0,50	0,95	1,15
17	$\beta + \mu^\circ \text{ . . . . .}$	58,3	52,1	49,4	41,3	35,1	32,4
18	$\frac{\Delta P}{\Delta r} = \frac{\Delta R}{\Delta r} \cos (\beta + \mu^\circ)$	0,10	0,22	0,25	0,37	0,78	0,97
19	$\frac{\Delta T}{\Delta r} = \frac{\Delta R}{\Delta r} \sin (\beta + \mu^\circ)$	0,90	1,58	1,68	3,41	5,70	6,40

## РЕЗИНОМОТОРНОЙ МОДЕЛИ

0,75			0,9			Задаемся
0,187			0,225			Вычисляем
0,054			0,0375			С чертежа лопасти
28			24			» » »
0,023			0,0133			Вычисляем
14,1			17			» ( $\omega = 2\pi n_s$ )
$5,58 \cdot 10^4$			$4,57 \cdot 10^4$			»
0	3	6	0	3	6	Задаемся
0,36	0,77	1,00	0,36	0,77	1,00	С кривой $C_y = f(\sigma)$ профиля при $\lambda = \infty$ . см (рис. 157)
5,3	2,1	2,4	5,3	2,1	2,4	$C_{xp}$ с $C_y = f(C_{xp})$ профиля (см. рис. 157)
28	25	22	24	21	18	Вычисляем
1,01	2,4	3,51	0,67	1,63	2,47	»
27	22,6	18,5	23,3	19,4	15,5	»
7,17	5,84	4,7	7,32	5,93	4,71	» (см. рис. 126)
15,8	15,3	14,9	18,5	18,0	17,8	» (см. рис. 126)
0,60	1,22	1,50	0,58	1,18	1,48	Вычисляем
33,3	27,1	24,4	29,3	23,1	20,4	»
0,50	1,08	13,6	0,50	1,08	1,39	»
4,67	7,86	8,75	4,82	7,87	8,82	»

$$V_0 = 6 \text{ м/сек}; T = 49,4 \cdot 0,004 = 1,97; P = 34,3 \cdot 0,008 = 0,279; \eta = 0,82.$$

$$V_0 = 5 \text{ м/сек}; T = 56,7 \cdot 0,04 = 2,27; P = 43,6 \cdot 0,008 = 0,348; \eta = 0,764.$$

Здесь  $T$  — в кгм,  $P$  — в кг.

Рассчитаем теперь тягу и мощность винта ЗСМВ-2 по сетке характеристик. Возьмем те же данные, что и в предыдущем случае:  $D = 0,5 \text{ м}$ ,  $n_s = 12 \text{ об/сек}$ ,  $\varphi = 28^\circ$ .

Расчет сведен в табл. 18

Таблица 18

Расчет тяги и мощности винта ЗСМВ-2  
по сетке характеристик (см. рис. 6У)

$V_0, \text{ м/сек}$	5	6	7	Задаемся
$\lambda = \frac{V_0}{D n_s} \dots\dots\dots$	0,834	1	1,16	Рассчитываем
$\beta \dots\dots\dots$	0,14	0,12	0,08	Снимаем с сетки характеристик
$\eta \dots\dots\dots$	0,75	0,77	0,77	То же
$\alpha = \frac{\beta}{\lambda} \eta \dots\dots\dots$	0,126	0,093	0,053	Рассчитываем
$P = \alpha \rho n_s^2 D^4, \text{ кг} \dots\dots\dots$	0,142	0,105	0,059	»
$T = \beta \rho n_s^3 D^5, \text{ кгм} \dots\dots\dots$	0,95	0,81	0,54	»

Зависимости тяги и мощности, рассчитанные различными методами, приведены на рис. 131. Как видно из графика, между характеристиками винта, снятыми для больших самолетов, и характеристиками обычного винта, применяемого для резиномоторных моделей, получилось большое расхождение. Тяги и мощности авиамодельного винта в 2—2,5 раза больше, чем данные, рассчитанные по сетке характеристик винта, который обычно рекомендуют во всех авиамодельных пособиях для моделлистов. Более достоверные данные получаются по изложенной теории, так как в ней учли все, начиная от геометрии профиля и кончая авиамодельными числами  $Re$ .

Расхождение с самолетными характеристиками винта прежде всего получилось, во-первых, за счет различных профилей. У самолетного винта двояковыпуклый профиль, а у авиамodelьных винтов тонкие, сильно во-

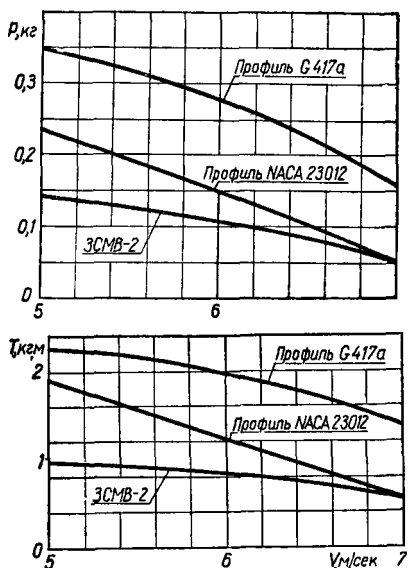


Рис. 131. Изменение мощности и тяги винта по скорости полета при разных профилях

гнутые профили, дающие большую подъемную силу и сопротивление. Во-вторых, у самолетного винта на  $\varphi = 28^\circ$  шаг вдоль лопасти непостоянен. Он равен расчетному только на  $r = 0,75$ , а к концу лопасти и втулке уменьшается. В-третьих, у самолетного винта и авиамodelьного принципиально разные числа  $Re$ .

Чтобы оценить, например, влияние профиля, рассчитаем тягу и мощность для винта с двояковыпуклым профилем NACA-23012. Расчетные кривые нанесены на рис. 131. Как видим, тяга и мощность винта понизились в 1,5—2 раза. По к.п.д. винта (рис. 132) совпадение получилось удовлетворительное.

Пользуясь изложенной в этом разделе теорией, можно рассчитать и построить сетку характеристик для винта определенной формы в плане, определенного профиля, авиамodelьных чисел  $Re$  и пользоваться ею при расчетах. Это, конечно, значительно удобнее, чем пользоваться изложенной в этом разделе методикой.

По тем же причинам, по которым авиамodelьные винты дают значительно большую тягу и мощность, чем винты большой авиации с теми же параметрами, время

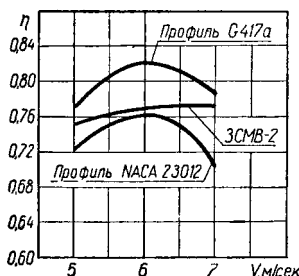


Рис. 132. Изменение к.п.д. винта по скорости полета при различных профилях

моторного полета резиномоторной модели получится значительно больше, чем подсчитанное по формуле (39), если пользовались характеристиками самолетного винта, так как коэффициент  $a = \frac{\beta}{\lambda}$ , входящий в формулу

времени полета, будет в два-три раза больше.

Чтобы с большей уверенностью пользоваться сетками характеристик самолетных винтов для резиномоторных моделей, нужно, в первую очередь, выдерживать профиль (или хотя бы среднюю линию профиля), шаг винта и добиваться закризисного обтекания лопасти.

### НАИВЫГОДНЕЙШИЙ ВИНТ

Как уже установили при рассмотрении идеального винта, наивыгоднейший винт тот, у которого тяга равномерно распределена вдоль лопасти. А это значит, что

скорость подсасывания  $v_{a1}$  вдоль лопасти будет постоянной ( $v_{a1} = \text{const}$ ). Примем такое условие и рассчитаем, какова форма лопасти и углы установки отдельных сечений.

### Характеристика режима работы винта по потоку $\lambda_a$ у наивыгоднейшего винта

В теории идеального винта есть формулы для скорости подсасывания  $v_{a1}$  и скорости струи  $v_1$  в плоскости винта:

$$v_{a1} = V_0 \left( \frac{-1 + \sqrt{1+B}}{2} \right),$$

$$V_1 = V_0 \left( \frac{1 + \sqrt{1+B}}{2} \right).$$

Здесь  $B = \frac{P}{qF}$  — коэффициент нагрузки на ометаемую площадь. Подставим в формулу для  $B$  значения:

$$P = \alpha \rho n_s^2 D^4, \quad q = \frac{\rho V_0^2}{2}, \quad F = \frac{\pi D^2}{4} (1 - \xi^2),$$

где  $\xi = \frac{r_n}{R} = 0,25$  — коэффициент нерабочей части лопасти, не создающей тяги.

$$B = \frac{\alpha \rho n_s^2 D^4}{\frac{\rho V_0^2}{2} \cdot \frac{\pi D^2}{4} (1 - \xi^2)} = \frac{8\alpha}{\pi \lambda^2 (1 - \xi^2)} = 2,72 \frac{\alpha}{\lambda^2}.$$

Тогда будем иметь:

$$v_{a1} = V_0 \left( \frac{-1 + \sqrt{1 + 2,72 / \lambda^2}}{2} \right),$$

$$V_1 = V_0 \left( \frac{1 + \sqrt{1 + 2,72 / \lambda^2}}{2} \right).$$

Характеристика режима работы винта по потоку в его плоскости вращения будет равна:

$$\lambda_a = \frac{V_1}{n_s D} = \lambda \left( \frac{1 + \sqrt{1 + 2,72 / \lambda^2}}{2} \right). \quad (97)$$

## Тяга и мощность наивыгоднейшего винта

При рассмотрении реального винта была получена формула для тяги элемента лопасти:

$$\Delta P = 4\pi\rho V_1 v_{a1} r \cdot \Delta r.$$

Сопротивление элемента лопасти, как следует из рис. 126, будет равно:

$$\begin{aligned}\Delta Q &= \Delta R \sin(\beta + \mu) = \frac{\Delta P}{\cos(\beta + \mu)} \sin(\beta + \mu) = \\ &= \Delta P \cdot \operatorname{tg}(\beta + \mu).\end{aligned}$$

Отсюда можно получить следующее выражение для мощности элемента лопасти:

$$\Delta T = \Delta Q \cdot r \omega = \Delta P \cdot r \omega \operatorname{tg}(\beta + \mu). \quad (98)$$

По формулам тригонометрии тангенс представим в виде:

$$\operatorname{tg}(\beta + \mu) = \frac{\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \mu}{1 - \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \mu}.$$

Величина  $\operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \mu$ , входящая в эту формулу, мала и для нее можно применить известное правило приближенных вычислений, по которому  $\frac{1}{1-k} \approx 1+k$  при малых  $k$  ( $k = \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \mu$ ).

$$\begin{aligned}\operatorname{tg}(\beta + \mu) &= (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \mu)(1 + \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \mu) = \\ &= \operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \mu + \operatorname{tg}^2 \beta \operatorname{tg} \mu + \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg}^2 \mu.\end{aligned}$$

Так как величина угла  $\mu$  мала, заменим  $\operatorname{tg} \mu \approx \mu$ , а величину  $\mu^2$  не учитываем, тогда

$$\operatorname{tg}(\beta + \mu) = \operatorname{tg} \beta + \mu + \mu \operatorname{tg}^2 \beta.$$

Подставив сюда значение  $\operatorname{tg} \beta = \frac{V_1}{r \omega}$ , получим:

$$\operatorname{tg}(\beta + \mu) = \frac{V_1}{r \omega} + \mu + \mu \left( \frac{V_1}{r \omega} \right)^2. \quad (99)$$

Вследствие наших допущений погрешность у этих формул очень мала, около 0,1%.

Для мощности, потребляемой элементом лопасти, по-



сле подстановки формулы (99) в формулу (98) получим выражение:

$$\Delta T = \Delta P \cdot r \omega \left[ \frac{V_1}{r \omega} + \mu + \mu \left( \frac{V_1}{r \omega} \right)^2 \right].$$

Далее сделаем чисто математические преобразования без всяких допущений, т. е. аналитически просуммируем тягу и мощность всех элементов лопасти и приравняем соответственно формулам  $P = \alpha \rho n_s^2 D^4$  и  $T = \beta \rho n_s^3 D^5$ . Отсюда найдем  $\alpha$  и  $\beta$  через характеристику винта по потоку в плоскости винта, характеристику винта по скорости полета и  $\mu$ . Ввиду относительной сложности этих математических преобразований здесь их делать не будем, а приведем сразу окончательные формулы:

$$\alpha = 1,47 \lambda_a (\lambda_a - \lambda), \quad (100)$$

$$\beta = \alpha \lambda_a + \mu \alpha (2,2 - 0,51 \lambda_a^2). \quad (101)$$

Пользуясь полученными зависимостями, можно легко рассчитать винт для модели с поршневым двигателем, причем полученные характеристики будут именно для наших чисел  $Re$  и скоростей.

### Порядок расчета наивыгоднейшего винта

Проследим на примере, в какой последовательности следует рассчитывать наивыгоднейший винт.

Дано: мощность двигателя  $N_e$ , число оборотов винта  $n_s$ , скорость полета  $V_0$ , высота полета  $H$ .

Задаемся диаметром винта  $D$ .

Ищем: тягу, развиваемую винтом,  $P$ , к.п.д. винта  $\eta$ , форму лопасти  $b = f(r)$  и ее крутку  $\varphi = f(r)$ .

### Ход расчета

Из практики зададимся рядом значений тяги, близких к тяге будущего винта, и подсчитаем коэффициенты тяги  $\alpha = \frac{P}{\rho n_s^2 D^4}$ .

Определим соответствующие этим коэффициентам тяги  $\alpha$  значения коэффициентов мощности:

$$\beta = \alpha \lambda_a + \mu \alpha (2,2 - 0,5 \lambda_a^2),$$

где 
$$\lambda_a = \lambda \left( \frac{1 + \sqrt{1 + 2,72 \lambda^2}}{2} \right).$$

Напомним, что 
$$\lambda = \frac{V_n}{n_s D}.$$

Подсчитаем примерное число  $Re$  нашего будущего винта в сечении  $r=0,5$  и в первом приближении будем считать, что для остальных элементов лопасти оно будет таким же:

$$Re_{сеч} \approx 69\,000 b_{сеч} \sqrt{V^2 + 4\pi^2 r^2 n_s^2}.$$

Чтобы приближенно найти число  $Re$ , шириной лопасти  $b_{сеч}$  задаемся из статистики.

Кроме того, задаемся профилем будущего винта и с кривой  $C_y = f(C_{xp})$  при нашем  $Re_{сеч}$  снимаем значение

$\mu = \frac{C_{xp}}{C_y}$ . Минимальная величина  $\mu$  будет в точке соприкосновения касательной, проводимой из начала координат к кривой  $C_y = f(C_{xp})$ . Там же найдем угол атаки  $\alpha$  для выбранного  $C_y$  ( $\lambda = \infty$ ).

Строим кривую  $\alpha = f(\beta)$ . На оси абсцисс откладываем значения коэффициента мощности двигателя  $\beta_m = \frac{75 V_e}{\rho n_s^2 D^5}$  и по кривой  $\alpha = f(\beta)$  находим коэффициент

тяги  $\alpha$ , соответствующий  $\beta_m$  (рис. 133).

Найдем к.п.д. винта:

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta_m} \lambda.$$

Определим располагаемую тягу:

$$P = \frac{75 V \eta}{V_0}.$$

Перейдем к проектированию лопасти винта по расчетной табл. 19 и выполним чертеж винта.

## Расчет формы и крутки лопасти наивыгоднейшего винта

Предварительно рассчитаем следующие величины;

$$v_{a1} = V_0 \left( \frac{-1 + \sqrt{1 + 2,72 \cdot /k^2}}{2} \right); \quad V_1 = V_0 + v_{a1}; \quad \omega = 2\pi n_s.$$

Из характеристик выбранного профиля имеем:

$$C_y, \alpha, \mu^\circ = 57,3 \mu.$$

Дальнейший расчет сводим в таблицу по образцу табл. 19.

В табл. 19 сделали некоторое упрощение, приравняв  $v_{t1} \approx 0$ , что внесло небольшую погрешность в наши расчеты. Она будет тем меньше, чем меньше  $V_0$  и больше число оборотов винта. Но вообще значение  $v_{t1}$  подсчитывают просто:

$$v_{t1} = v_{a1} \operatorname{tg}(\beta + \mu) = v_{a1} \left[ \frac{V_1}{r\omega} + \mu + \mu \left( \frac{V_1}{r\omega} \right)^2 \right].$$

В более точных расчетах и число сечений берут больше  $r=0,9; 0,75; 0,6; 0,45; 0,35$ .

По данным этой таблицы выполняют чертеж винта (рис. 134). При этом получается почти гиперболический закон изменения ширины по радиусу. Начиная с  $\bar{r} = 0,3 \div 0,4$  винт получается настолько широким, что выполнить его таким практически трудно. На малых радиусах приходится давать сечениям несколько большие углы, т. е. увеличивать  $C_y$ , за счет чего ширину лопасти в этом месте ( $r=0,25 \div 0,4$ ) можно уменьшить. В районе от  $\bar{r} = 0 \div 0,25$  находится нерабочая часть лопасти, форма и сечение которой зависят от требований прочности и вкуса конструктора.

Чтобы винт можно было изготовить и придать ему более красивую форму, гиперболическую форму лопасти можно заменить трапецевидной. На характеристиках винта такая замена скажется мало.

### Пример № 1

Дано: мощность мотора  $N_e = 0,25$  л. с., число оборотов винта  $n = 13\,000$  об/мин ( $n_s = 217$  об/сек), скорость

полета  $V_0 = 8 \text{ м/сек}$ , высота полета  $H = 0$ ,  $\rho = 0,125 \frac{\text{кгсек}^3}{\text{м}}$ .  
 Задаемся диаметром винта  $D = 0,22 \text{ м}$ .

### Ход расчета

Задаемся тягами  $P = 0,8$ ;  $1,2 \text{ кг}$  и подсчитываем коэффициенты тяги:

$$\alpha = \frac{P}{\rho n_s^2 D^4} = \frac{0,8}{0,125 \cdot 217^2 \cdot 0,22^4} = 0,058; \quad 0,0872.$$

Найдем им соответствующие коэффициенты мощности. Предположив, что для будущего винта ширина лопасти будет близка к  $b_{\text{сеч}} \approx 20 \text{ мм} = 0,02 \text{ м}$  на  $r = 0,5R = 55 \text{ мм} = 0,055 \text{ м}$  (число лопастей  $k = 2$ ), подсчитаем число  $Re_{\text{сеч}}$ :

$$Re_{\text{сеч}} = 69\,000 b_{\text{сеч}} \sqrt{V^2 + 4\pi^2 r^2 n_s^2} = 69\,000 \cdot 0,02 \times \\ \times \sqrt{8^2 + 4 \cdot 3,14^2 \cdot 0,055^2 \cdot 217^2} = 104\,000.$$

Выберем для нашего винта профиль НАСА-23012. Для надежности расчета используем характеристики для числа  $Re = 42\,400$ .

Получим при  $C_y = 0,8$ ,  $\alpha = 7^\circ$ ,  $C_{xp} = 0,028$ ;  $\mu =$   
 $= \frac{C_{xp}}{C_y} = \frac{0,028}{0,8} = 0,036.$

Характеристика режима работы винта по скорости полета:

$$\lambda = \frac{V_0}{n_s D} = \frac{8}{217 \cdot 0,22} = 0,1675.$$

По потоку в плоскости вращения:

$$\lambda_a = \lambda \left( \frac{1 + \sqrt{1 + 2,72 \lambda^2}}{2} \right) = 0,1675 \times \\ \times \left( \frac{1 + \sqrt{1 + 2,72 \frac{0,058}{0,1672^2}}}{2} \right) = 0,299; \quad 0,341.$$

Коэффициент мощности:

$$\beta = \alpha \lambda_a + \mu \alpha (2,2 - 0,51 \lambda_a^2) \approx \alpha (\lambda_a + 2,2 \mu) = 0,058 \times \\ \times (0,299 + 2,2 \cdot 0,036) = 0,0235; \quad 0,03645.$$

Наше приближенное равенство дает высокую точность при  $\lambda_a < 0,5$ .

Строим функцию  $\alpha = f(\beta)$  (рис. 133).

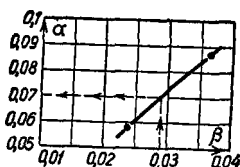


Рис. 133. Построение  $\alpha = f(\beta)$  и нахождение  $\alpha$  по  $\beta$

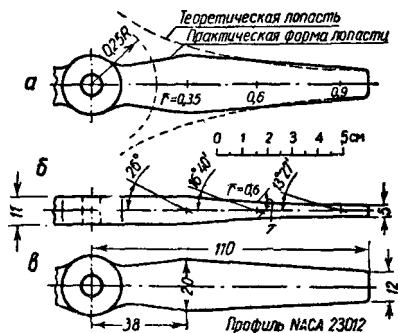


Рис. 134. Чертеж лопасти и построение шаблонов наивыгоднейшего винта:  
а — развертка лопасти; б — шаблон вида сбоку; в — шаблон вида сверху

Подсчитаем коэффициент мощности мотора:

$$\beta_m = \frac{75 V_e}{\rho n_s^3 D^5} = \frac{75 \cdot 0,25}{0,125 \cdot 217^3 \cdot 0,22^5} = 0,0287.$$

Снимем с графика (рис. 133) соответствующее ему  $\alpha = 0,07$ .

Найдем к.п.д. винта:

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta_m} \lambda = \frac{0,07}{0,0287} 0,1675 = 0,408.$$

К.п.д. получился низкий из-за большей нагрузки на ометаемую площадь:

$$B = 2,72 \frac{\alpha}{\lambda^2} = 2,72 \frac{0,07}{0,1675^2} = 6,78.$$

Подсчитаем тягу:

$$P = \frac{75 V \eta}{V_0} = \frac{75 \cdot 0,25 \cdot 0,408}{8} = 0,955 \text{ кг}.$$

Перейдем к проектированию лопасти винта (см. табл. 19).

## Пример расчета наивыгоднейшего винта

$\bar{r} = \frac{r}{R}$	0,9	0,6	0,35
$r = \bar{r}R$ [м] . . . . .	0,099	0,086	0,0385
$r\omega$ . . . . .	134,5	89,7	52,3
$\operatorname{tg} \beta_0 = \frac{V_0}{r\omega}$ . . . . .	0,0595	0,0892	0,153
$\beta_0$ . . . . .	3°25'	5°07'	8°42'
$\operatorname{tg} \beta = \frac{V_1}{r\omega - \epsilon_{\Gamma 1}} \approx \frac{V_1}{r\omega}$ . . . . .	0,113	0,17	0,291
$\beta$ . . . . .	6°27'	9°40'	19°
$\varphi = \alpha + \beta$ . . . . .	13°27'	16°40'	26°
$\epsilon = \beta - \beta_0$ . . . . .	3°	4°33'	10°18'
$\sin \beta$ . . . . .	0,112	0,168	0,326
$b = \frac{8}{57,3} \cdot \frac{1}{kC_y} r \epsilon \sin \beta$ [м] . . . . .	0,0092	0,0139	0,0356

Выполним чертеж развернутой лопасти и построим шаблоны видов винта сбоку и сверху (рис. 134).

## Пример № 2

Сделаем расчет винта большего диаметра и посмотрим, какую выгоду можно получить от увеличения диаметра и какие трудности могут встретиться.

Примем диаметр винта  $D=0,3$  м, профиль такой же, как и в предыдущем примере (NACA-23012;  $C_y=0,8$ ;  $C_{xp}=0,036$ ;  $\alpha=7^\circ$ ). Задаемся  $P=1,2$ ; 1,6. Найдем:

$$\alpha = 0,0252; 0,1333, \lambda = 0,123, \lambda_a = 0,205; 0,224,$$

$$\beta = 0,00712; 0,01, \beta_m = 0,00605, \alpha = 0,0242,$$

$$\eta = 0,5075, P = 1,15 \text{ кг}.$$

К.п.д. повысился на 20%, на столько же возросла и тяга.

На рис. 135 приведена развертка лопасти такого винта в двухлопастном и однолопастном вариантах. Из чертежа видно, что выполнить винт двухлопастным практически

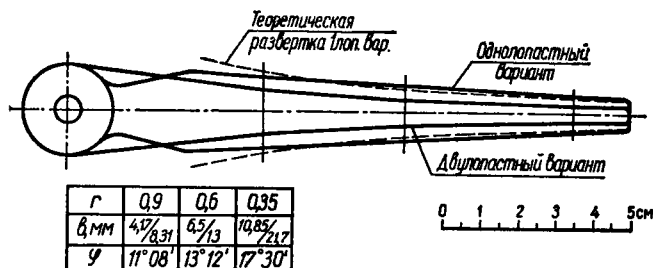


Рис. 135. Развертка лопасти винта  $D=0,3$  м для мотора,  $N=0,25$  л. с.,  $n=13\,000$  об/мин в двухлопастном и однолопастном вариантах

чески очень трудно. Лопасть получится слишком узкой. Но такой винт можно изготовить, если всю ширину сосредоточить в одной лопасти. Однолопастный винт можно уравновесить противовесом. Чтобы уравновесить мо-

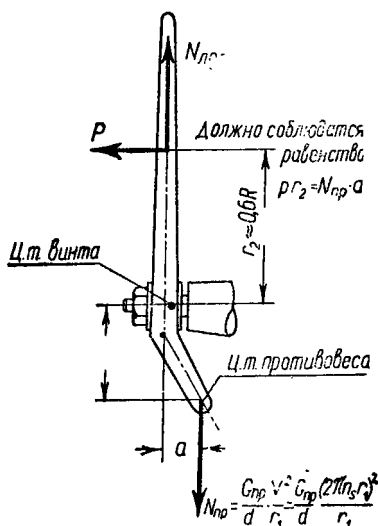


Рис. 136. Схема уравновешивания однолопастного винта

мент от тяги лопасти относительно втулки винта, противовес смещают несколько назад. Точку приложения тяги однолопастного винта можно считать приложенной на  $0,6R$ . Исходя из этого легко рассчитать смещение противовеса (рис. 136).

Винт большого диаметра можно сделать и двухлопастным. Для этого нужно взять меньшие значения  $C_y$ , тогда ширина лопасти возрастет. Такой винт может оказаться даже выгоднее на малых скоростях.

## Глава 4

### ПИЛОТАЖНЫЕ МОДЕЛИ

#### Вывод основных уравнений движения пилотажной модели

Все фигуры, выполняемые пилотажными моделями, состоят из отрезков кривых и прямых на поверхности сферы. На рис. 137 изображен момент нахождения моде-

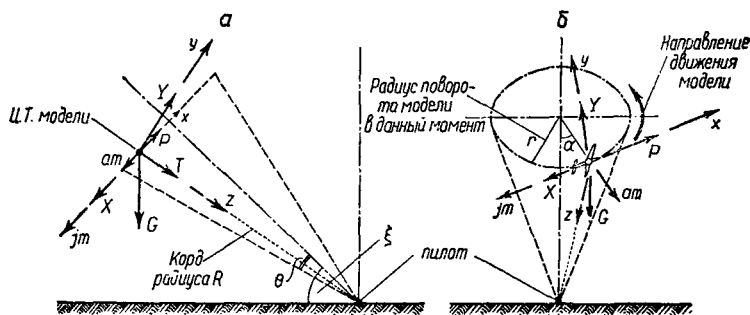


Рис. 137. Схема сил, действующих на пилотажную модель в полете:  
а — вид сбоку; б — вид спереди

ли в некоторой произвольной точке ее траектории. Там же показаны все силы, действующие на модель.

Эти силы следующие:  $G$  — вес модели;  $P$  — сила тяги винта;  $X$  — сопротивление модели;  $Y$  — подъемная сила модели;  $T$  — натяжение корды;  $am$  — центробежная сила;  $jm$  — сила инерции массы при ускорении.



Составим уравнение движения модели. Возьмем следующую систему координат: начало координат находится в центре тяжести модели, ось  $x$  — по направлению полета (касательная к траектории движения центра тяжести модели), ось  $z$  всегда направлена в центр сферы, ось  $y$  — перпендикулярна осям  $x$  и  $y$  и направлена в сторону действия силы  $Y$ .

Введем следующие углы:  $\xi$  — угол между горизонтальной плоскостью и осью конуса, в основании которого лежит окружность, описываемая моделью;  $\theta$  — половина угла при вершине этого конуса;  $\alpha$  — угол нахождения модели по окружности, отсчитанный от точки на траектории, принятой за начальную;  $\varphi$  — угол, отсчитанный от некоторого принятого начала на горизонтальной плоскости до проекции на эту плоскость оси конуса.

Спроектируем на наши оси силы, действующие на модель:

$$\begin{cases} \Sigma_x & P - X - jm - G \cos(\hat{G}_x) = 0. \\ \Sigma_y & Y - am \cdot \cos \theta - G \cos(\hat{G}_y) = 0. \\ \Sigma_z & T - am \cdot \sin \theta + G \cos(\hat{G}_z) = 0. \end{cases}$$

Данная система уравнения описывает движение нашей модели.

Надо иметь в виду, что углы  $(\hat{G}_x)$ ,  $(\hat{G}_y)$ ,  $(\hat{G}_z)$  являются пространственными и косинусы их могут меняться в пределах:

$$\begin{aligned} \cos(\hat{G}_x) &= (-1 \div +1); \quad \cos(\hat{G}_y) = (-1 \div +1); \\ \cos(\hat{G}_z) &= (0 \div +1). \end{aligned}$$

Учитывая, что  $a = \frac{V^2}{r}$ ,  $m = \frac{G}{g}$ ,  $X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S$ ,  $Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$ , систему уравнений переписываем в виде:

$$\Sigma_x \quad P - C_x \frac{\rho V^2}{2} S - \frac{G}{g} j - G \cos(\hat{G}_x) = 0, \quad (102)$$

$$\Sigma_y \quad C_y \frac{\rho V^2}{2} S - \frac{V^2}{r} \frac{G}{g} \cos \theta - G \cos (\hat{G}_y) = 0, \quad (103)$$

$$\Sigma_z \quad T - \frac{V^2}{r} \frac{G}{g} + G \cos (\hat{G}_z) = 0. \quad (104)$$

Искомые величины здесь  $C_y$ ,  $V$  и  $T$ . Все остальные задаются исходя из конструкции модели и выполняемой фигуры. Решив эту систему, получим зависимость параметров  $C_y$ ,  $V$  и  $T$  от пути, отсчитанного от некоторой точки, принятой за начало. Пользуясь системой уравнений, можно рассчитать любую фигуру, состоящую из окружностей, дуг и «прямых» на сфере, или последовательность фигур в любой области сферы. При этом надо следить, чтобы выполнялись условия:

$$C_y < C_{y \text{ макс}}, \quad (105)$$

$$T > 0. \quad (106)$$

Как только они нарушаются, нормальный полет в этот момент будет невозможен.

Исходя из ограничений, накладываемых условиями (105 и 106), можно вычислить минимальный радиус кривизны траектории полета в каждой точке сферы, рассчитать, какие фигуры можно выполнить на модели данной конструкции и т. п.

Косинусы углов между направлением веса и осями координат — величины переменные. Но все это функции исходных углов  $\xi$ ,  $\theta$ ,  $\alpha$ , т. е. углов, которыми приходится задаваться при расчете в отдельных точках траектории. Зависимость этих косинусов от углов  $\xi$ ,  $\theta$  и  $\alpha$  следующая (выведена из пространственной геометрии):

$$\cos (\hat{G}_x) = \cos \xi \cdot \sin \alpha,$$

$$\cos (\hat{G}_y) = \cos \xi \cdot \cos \alpha \cdot \cos \theta - \sin \xi \cdot \sin \theta, \quad (107)$$

$$\cos (\hat{G}_z) = \cos \xi \cdot \cos \alpha \cdot \sin \theta + \sin \xi \cdot \cos \theta.$$

При проектировании пилотажной модели перед конструктором встает задача — обеспечить модели определенные маневренные свойства.

Для этого необходимо знать, от каких параметров и в какой мере они зависят, и уметь рассчитать их. Только тогда можно сравнивать различные варианты модели и определять их аэродинамическое совершенство.

В комплекс маневренных свойств модели входят, во-первых, маневренность, под которой понимают возможности модели выполнять требуемую сумму фигур, во-вторых, управляемость как средство обеспечения маневренности, в-третьих, способность модели не терять натяжение корда при заданных эволюциях.

Установим те зависимости, которые обеспечивают все эти свойства.

### *Маневренность*

Наиболее наглядным и объективным критерием для оценки маневренности служит минимальный относительный радиус  $\frac{r}{R}$  разворота модели на поверхности полусферы полета в наиболее тяжелом случае. Здесь  $r$  — радиус разворота модели,  $R$  — длина корда.

Из рис. 137 видно, что  $\cos \theta = \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R}\right)^2}$ .

Подставив нагрузку  $p = \frac{G}{S} \left[ \frac{\kappa z}{M^2} \right]$ , из равенства (103) путем простых преобразований легко получить следующее выражение для критерия маневренности:

$$\left(\frac{r}{R}\right) = \frac{1}{\sqrt{g^2 R^2 \left[ \frac{C_y}{16} + \frac{\cos(\hat{G}_y)}{v^2} \right]^2 + 1}}. \quad (108)$$

Как видно, с ростом  $C_y$  относительный радиус разворота падает. Но  $C_y$  не может превышать  $C_{y \text{ макс}}$ . Наихудшим случаем, с точки зрения разворота, будет слу-

чай, когда  $V=V_{\text{макс}}$ , а  $\cos(G_y^\wedge)=1$ . Учитывая это и то, что

$$V_{\text{макс}}^2 = \frac{2P}{C_{x \cdot r \cdot n} \rho S} = \frac{16\rho}{C_{x \cdot r \cdot n}} K_p,$$

где  $C_{x \cdot r \cdot n}$  — коэффициент сопротивления в горизонтальном полете,  $K_p = \frac{P}{G}$  — отношение тяги винта к весу модели, получим:

$$\left(\frac{r}{R}\right) = \sqrt{\frac{1}{\frac{g^2 R^2}{4\rho} \left[ C_{y \text{ макс}} - \frac{C_{x \cdot r \cdot n}}{K_p} \right]^2 + 1}}. \quad (109)$$

Обычно член, стоящий под скобкой, велик по сравнению с 1 и поэтому единицей можно пренебречь. В итоге получим расчетную формулу для оценки маневренности:

$$\left(\frac{r}{R}\right) = \frac{1,6\rho}{\left( C_{y \text{ макс}} - \frac{C_{x \cdot r \cdot n}}{K_p} \right) R}. \quad (110)$$

Чем меньше у модели  $\frac{r}{R}$ , тем выше ее маневренные свойства, тем более резко она сможет выполнять отдельные элементы фигур. Так как член  $\frac{C_{x \cdot r \cdot n}}{K_p}$  мал, то для менее точных прикидок можно пользоваться формулой:

$$\left(\frac{r}{R}\right) = \frac{1,6\rho}{RC_{y \text{ макс}}}. \quad (111)$$

*Способность модели не терять натяжение cords*

Рассмотрим один из тяжелых случаев — положение модели в зените. Проектируя силы на вертикальную и горизонтальную оси, получим два уравнения:

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{R} - T - G = 0, \quad P - C_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0.$$

Исключив из этих уравнений  $V^2$  и решив их относительно  $K_T = \frac{T}{G}$ , получим следующее выражение для относительного натяжения корда:

$$K_T = \frac{1,6\rho}{RC_{x \text{ макс}}} K_P - 1. \quad (112)$$

Здесь, как и прежде,  $p = \frac{G}{S} \left[ \frac{\kappa^2}{m^2} \right]$ ,  $K_P = \frac{P}{G}$ ,  $C_{x \text{ макс}}$  берется максимальное, как наиболее тяжелый вариант.

Таким образом получили расчетную формулу для оценки натяжения корда \*. Чем более высокое значение  $K_T$ , тем сильнее натяжение корда, тем лучше пилотировать модель. Отрицательное значение  $K_T$  соответствует потере натяжения.

Данные формулы не учитывают натяжение корда от смещения мотора вбок и отклоненного руля вертикального оперения. Использование этих методов дает дополнительное натяжение:

$$\Delta K_T = \frac{1}{G} [C_2^3 \beta q S + P \sin(\beta + \epsilon_b)].$$

### *Управляемость модели*

Управляемость модели характеризуется способностью модели выходить на углы атаки, соответствующие  $C_{y \text{ макс}}$ . Из этого условия приходится подбирать размеры, положение горизонтального оперения и размеры и углы отклонения рулей.

Угол отклонения руля высоты при маневре равен:

$$\delta_{\text{в}}^{\circ} = - \frac{1}{57,3 m_z^B} \left( m_z^a \alpha + m_z^{\bar{\omega}} \bar{\omega}_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\xi_z} \xi_z \right). \quad (113)$$

---

\* Сила инерции здесь не учитывается. Поэтому формула (112) не может полностью гарантировать от потери натяжения. Более точная формула  $K_T = \frac{1,6\rho}{RC_{x \text{ макс}}} (K_P - 0,7) - 0,7$ . Однако вывод

ее сложнее.

Расчет величин  $m_z^a$ ,  $m_z^{\bar{\omega}_z}$ ,  $\dot{m}_z^a$ ,  $m_z^{\xi_z}$ , входящих в формулу, нам знаком.  $\bar{\omega}_z$ ,  $\dot{a}$ ,  $\xi_z$  приходится задаваться исходя из времени и резкости выполнения маневра.

Для крыла с механизацией величина  $m_z^a$  рассчитывается по формуле:

$$m_z^a = \left\{ \left[ 0,25 + A_{г.о} k_m a_{г.о} \left( \frac{1}{C_y^a} - \frac{35}{\lambda} \right) - \bar{x}_T \right] \times \right. \\ \left. \times (1 + \Delta \bar{C}_y) - 0,25 \Delta \bar{C}_y \right\} C_{y \text{ макс}}, \quad (114)$$

где  $k_m = 0,8 (1 + \bar{S}_{г.о}^{\text{обл}} B)$  — коэффициент, характеризующий ускорение потока от винта в области горизонтального оперения;

$\bar{x}_T$  — центровка модели в долях САХ;

$\Delta \bar{C}_y = \frac{\Delta C_{y \text{ мех}}}{C_{y \text{ проф}}}$ ;  $\Delta C_{y \text{ мех}} = \Delta C_y \frac{l_3}{l}$  — приращение коэффициен-

та подъемной силы от механизации;

$C_{y \text{ макс}}^{\text{проф}}$  — максимальный коэффициент подъемной силы профиля.

Параметры управляемости можно считать подобранными удовлетворительно, если для балансировки модели на  $C_{y \text{ макс}}$  потребное отклонение руля не превышает 25—30°. Максимальное отклонение руля свыше 30—35° брать не рекомендуется, так как он становится малоэффективным. Слишком малый потребный угол отклонения руля высоты также нежелателен, так как модель получается слишком «чуткой» и трудной в управлении.

Формулы (111, 112 и 113) определяют фактически тот комплекс требований, которым должна удовлетворять пилотажная модель. По ним легко проследить, как влияют нагрузка, мощность мотора, механизация и т. п. на маневренные свойства и натяжение корда. Так, увеличение нагрузки на крыло увеличивает натяжение корда, но ухудшает маневренность; механизация крыла улучшает

маневренность, но уменьшает натяжение корда (за счет роста  $C_{x \text{ макс}}$ ). Увеличение тяги двигателя улучшает натяжение корда, однако ухудшает маневренность из-за большой скорости полета. Увеличение радиуса корда ухудшает как маневренность, так и натяжение.

### Уравновешивание кренящего момента мотора и искусственные методы увеличения натяжения корда

Современные моторы почти все имеют правое вращение (винт вращается против часовой стрелки при виде спереди), а модель большей частью летает левым кругом, т. е. против часовой стрелки при виде сверху. В полете модель от реакции винта наклоняется в сторону круга и подъемная сила дает составляющую, направленную внутрь круга и уменьшающую натяжение корда.

Для современной модели с мощным мотором  $N = 0,5$  л. с. и  $n = 10\,000$  об/мин кренящий момент будет:

$$M_{кр} = 71\,620 \frac{N}{n} = 71\,620 \frac{0,5}{10\,000} = 3,55 \text{ кгсм.}$$

При разных натяжениях  $T$  понадобятся следующие плечи (рис. 138,а):

$$\begin{array}{ll} T = 1 \text{ кг,} & a = 3,6 \text{ см,} \\ T = 0,2 \text{ кг,} & a = 17,9 \text{ см,} \\ T = 0,05 \text{ кг,} & a = 71,6 \text{ см.} \end{array}$$

Так как полуразмах модели редко превышает 30—40 см, то при натяжении корда менее 100—150 г полет становится невозможным. Фактически же полет невозможен даже при значительно большем натяжении ввиду недостаточной управляемости.

Рассмотрим несколько методов уравновешивания реакции крутящего момента от двигателя:

1. Смещение центра тяжести относительно центра давления или, наоборот, смещение центра давления относительно центра тяжести (рис. 138,б).

Плечо, на которое надо сместить центр тяжести, равно:

$$b = \frac{M}{G} = 716,2 \frac{N}{n} \cdot \frac{1}{G} \text{ м.}$$

Смещение центра тяжести можно получить, добавляя некоторое количество груза  $G_{гр}$  в конец крыла. Величина этого груза:

$$G_{гр} = M \frac{2}{l} = 2 \cdot 716,2 \frac{N}{n} \cdot \frac{1}{l}.$$

Для мотора  $N=0,15$  л. с.,  $n=10\,000$  об/мин,  $l=1$  м, потребный груз  $G_{гр}=21,5$  г. Для мотора  $N=0,5$  л. с.,  $n=10\,000$  об/мин,  $l=1$  м, потребный груз  $G_{гр}=72$  г.

Как видно, если для моделей с маломощными моторами увеличение веса не очень велико, то для моделей с

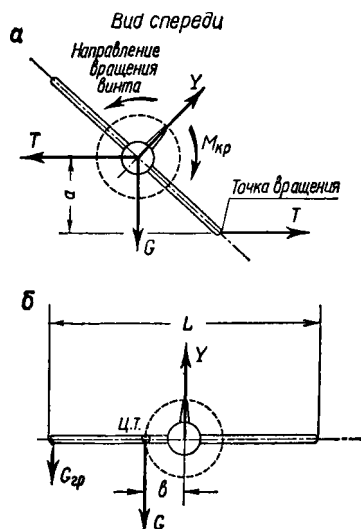


Рис. 138. Уравновешивание реакции винта:

а — за счет крена модели; б — за счет смещения центра тяжести

более мощными двигателями способ уравнивания с помощью груза на конце крыла становится нерациональным.

С точки зрения веса смещение центра давления относительно центра тяжести более целесообразно, так как не вызывает увеличения веса. Для этого полукрыло, находящееся внутри круга, надо делать больше на величину  $b$ . Но вид модели от такого способа сильно страдает. Для моделей-копий такой способ вообще неприменим.



2. Триммер на правом крыле, отклоненный вверх. Существуют следующие приемы искусственного увеличения натяжения корда:

а) Смещение точек крепления корда на крыле назад от центра тяжести. Модель начинает лететь со скольжением, на фюзеляже возникает некоторая равнодействующая  $\Delta R_{\phi}$ . Натяжение повысится и будет равно  $T' = T + \Delta Y_{\phi} + P \sin \beta$ . Недостаток этого способа состоит в том, что он зависит от натяжения корда.

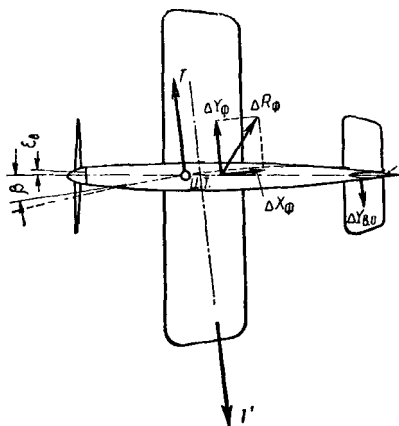


Рис. 139. Увеличение натяжения корда при полете со скольжением

б) Установка вертикального оперения или руля направления на разворот модели вне круга. Способ этот широко применяется. Натяжение в этом случае равно (рис. 139):

$$T' = T + \Delta Y_{\phi} - \Delta Y_{в.о} + P \sin \beta.$$

Преимущество этого способа в том, что стремление модели развернуться из круга не зависит от натяжения корда.

в) Смещение оси мотора вне круга дает составляющую, направленную на увеличение натяжения корда.

Этот способ также имеет большой недостаток; на планировании после остановки мотора составляющая от

тяги пропадает и с этого времени натяжение корда падает из-за уменьшения скорости полета.

Для хорошего искусственного натяжения корда нужен высокий фюзеляж с плоскими боковыми стенками.

### Пример расчета пилотажной модели

Рассчитаем пилотажную модель, изображенную на рис. 140.

Максимальный коэффициент подъемной силы равен:

$$C_{y \text{ макс}} = C_{y \text{ макс}}^{\text{проф}} + \Delta C_{y \text{ мех}}.$$

Значение  $C_{y \text{ макс}}^{\text{проф}}$  снимаем с характеристик профиля (рис. 141). Второй член учитывает приращение подъемной силы от механизации  $\Delta C_{y \text{ мех}} = \Delta C_y \frac{l_3}{l} \cdot \Delta C_y$  снимаем с графика (рис. 142) в зависимости от средней относительной хорды закрылка и максимального угла отклонения,  $l_3$  — размах закрылка,  $l$  — размах крыла модели.

Коэффициент сопротивления рассчитываем по формуле:

$$C_{x \text{ макс}} = C_{x p} + C_{x \text{ вр}} + \frac{C_{x*} S_k}{S} + 0,37 \frac{C_{y \text{ макс}}^2}{\lambda} + \Delta C_{x \text{ мех}}.$$

Здесь  $C_{x p}$  — коэффициент профильного сопротивления снимается с характеристик профиля  $C_y = f(C_{x p})$  при  $C_y \approx (0,4 \div 0,5) C_{y \text{ макс}}$ .  $C_{x \text{ вр}}$  — коэффициент вредного сопротивления подсчитывается обычным методом.  $C_{x*} = \frac{C_x}{4} = \frac{1,1}{4} = 0,28$  — коэффициент сопротивления корда.

$S_k = 2dR$  — площадь поперечного сечения корда в  $\text{м}^2$ .

$\Delta C_{x \text{ мех}} = \Delta C_x \frac{l_3}{l}$  — приращение сопротивления от механизации (рис. 142).

В нашем примере

$$C_{y \text{ макс}}^{\text{проф}} = 1; \quad \bar{b}_3 = 0,15; \quad \delta_3 = 20^\circ; \quad \Delta C_y = 0,32; \quad \Delta C_x = 0,011;$$

$$l_3 = 0,75 \text{ м}; \quad \Delta C_{y \text{ мех}} = \Delta C_y \frac{l_3}{l} =$$

$$= 0,32 \frac{0,75}{1,03} = 0,23; \quad \Delta C_{x \text{ мех}} = \Delta C_x \frac{l_3}{l} = 0,011 \frac{0,75}{1,03} = 0,008;$$

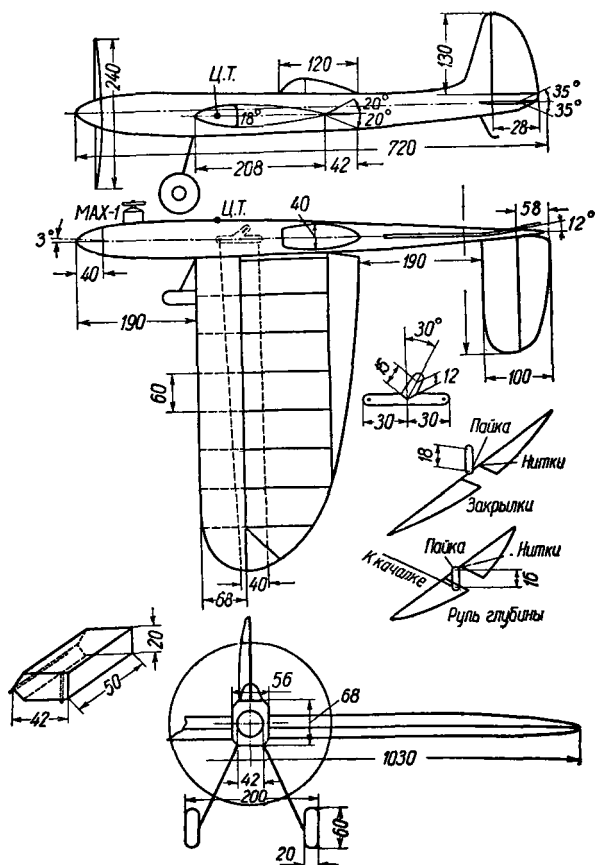


Рис. 140. Типичная пилотажная модель. Основные данные: площадь крыла 21,5 дм<sup>2</sup>; площадь стабилизатора 3,5 дм<sup>2</sup>; двигатель MAX-1; вес 550 г; нагрузка 2,56 кг/м<sup>2</sup>;  $\lambda = 9,2$

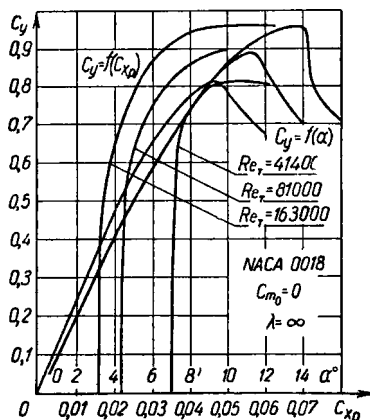
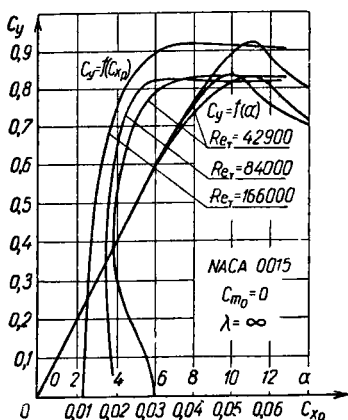
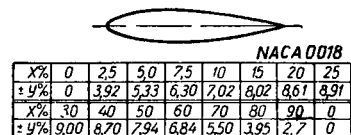
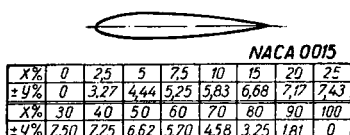


Рис. 141. Характеристики профилей NACA-0015 и NACA-0018 в турбулентном потоке

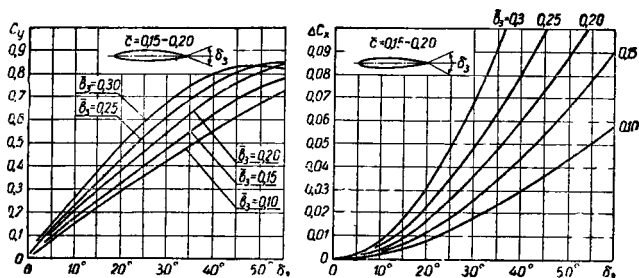


Рис. 142. Приращения подъемной силы и сопротивления симметричного профиля в зависимости от угла отклонения закрылка

$$C_{y \max} = C_{y \max}^{\text{проф}} + \Delta C_y^{\text{мех}} = 1 + 0,23 = 1,23;$$

$$S_k = 2dR = 2 \cdot 0,0005 \cdot 15 = 0,015 \text{ м}^2;$$

$$C_{xp} = 0,035; \quad C_{x \text{ вр}} = 0,04;$$

$$C_{x \max} = 0,035 + 0,04 + \frac{0,28 \cdot 0,015}{0,215} + \\ + 0,37 \frac{1,23^2}{9,2} + 0,008 = 0,163.$$

$$C_{x \text{ г.п}} \approx C_{xp} + C_{x \text{ вр}} + \frac{C_{xk} S_k}{S} = 0,035 + \\ + 0,04 + \frac{0,28 \cdot 0,015}{0,215} = 0,095.$$

Кроме того,

$$P = 0,7 \text{ кг}, \quad K_p = \frac{P}{G} = \frac{0,7}{0,55} = 1,27.$$

Оценим маневренные свойства модели.

1. Минимальный относительный радиус разворота:

$$\left( \frac{r}{R} \right) = \frac{1,6\rho}{\left( C_{y \max} - \frac{C_{x \text{ г.п}}}{K_p} \right) R} = \frac{1,6 \cdot 2,56}{\left( 1,23 - \frac{0,095}{1,37} \right) \cdot 15} = 0,23.$$

2. Минимальное натяжение корда:

$$K_T = \frac{1,6\rho}{RC_{x \max}} (K_p - 0,7) - 0,7 = \\ = \frac{1,6 \cdot 2,56}{15 - 0,163} (1,27 - 0,7) - 0,7 = 0,25. \\ T = K_T \cdot G = 0,15 \cdot 0,55 = 0,138 \text{ кг}.$$

Натяжение корда получилось малое и его необходимо улучшить за счет изменения угла заклинивания мотора и отклонения вертикального оперения или руля направления.

### 3. Управляемость.

Определим отдельно потребные углы отклонения руля высоты для выхода на  $C_{y \text{ макс}}$ , для преодоления моментов: демпфирования, от запаздывания схода и инерционного.

Исходные величины для расчета:

$$\begin{aligned} A_{г.о} &= 0,4; \quad V = 14 \text{ м/сек}; \quad q = 12,2 \text{ кг/м}^2; \\ B &= \frac{16P}{V^2 F} = \frac{16 \cdot 0,7}{14^2 \cdot 0,045} = 1,27; \quad \bar{S}_{обд} = 0,5; \\ k_m &= K_p (1 + \bar{S}_{обд} \cdot B) = 0,8(1 + 0,5 \cdot 1,27) = 1,3; \\ \lambda_{г.о} &= 4; \quad a_{г.о}^\circ = 0,063; \quad \lambda = 5; \quad C_y^\circ = 0,09; \\ C_y^\alpha &= 5,15; \quad \Delta \bar{C}_y = \frac{\Delta C_y^{\text{мех}}}{C_{y \text{ макс}}^{\text{проф}}} = \frac{0,23}{1} = 0,23; \\ \bar{S}_в &= 0,4; \quad \bar{x}_T = 0,15; \quad b_A = 0,23 \text{ м}; \quad \bar{L}_{г.о} = 2; \\ I_z &= 0,003 \text{ кгмсек}^2. \end{aligned}$$

1) Потребное отклонение руля высоты для выхода на  $C_{y \text{ макс}}$ :

$$\begin{aligned} \Delta \delta_{в_1}^\circ &= - \frac{C_{y \text{ макс}}}{m_z^{\delta_{в_1}^\circ}} \left\{ \left[ 0,25 + A_{г.о} k_m \cdot a_{г.о}^\circ \times \right. \right. \\ &\times \left. \left( \frac{1}{C_y^{\alpha^\circ}} - \frac{35}{\lambda} \right) - \bar{x}_T \right] - 0,25 \Delta \bar{C}_y \Big\} = 21^\circ, \end{aligned}$$

где  $m_z^{\delta_{в_1}^\circ} = -A_{г.о} k_m a_{г.о}^\circ \sqrt{\bar{S}_в} = -0,0207.$

2) Потребное отклонение руля высоты для преодоления момента демпфирования:

$$\begin{aligned} m_z^{\bar{\omega}_z} &= -a_{г.о} A_{г.о} \bar{L}_{г.о} \sqrt{k_m} = -57,3 \cdot 0,063 \times \\ &\times 0,4 \cdot 2 \sqrt{0,8} = -2,57. \end{aligned}$$

При скорости  $V=14 \text{ м/сек}$  и радиусе разворота  $r=2 \text{ м}$  угловая скорость  $\omega_z = \frac{V}{r} = 2,5 \text{ рад/сек}$ , а относительная угловая скорость

$$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V} = \frac{2,5 \cdot 0,23}{14} = 0,041.$$

Потребное отклонение руля высоты:

$$\Delta \delta_{B_2}^{\circ} = \frac{m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z}{m_z^{\delta_B^0}} = \frac{(-2,57) \cdot 0,041}{-0,0207} = 5^{\circ},1.$$

3) Потребное отклонение руля высоты для преодоления момента от запаздывания скоса потока.

Примем скорость изменения угла атаки  $20^{\circ}$  в секундах  $\left(\alpha = \frac{20^{\circ}}{57,3} \text{ рад/сек}\right)$ . Тогда:

$$\Delta \delta_{B_3}^{\circ} = \frac{1}{m_z^{\delta_B^0}} m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \frac{C_y^{\alpha}}{\pi \lambda} \dot{\alpha} = \frac{1}{-0,0207} (-2,57) \times \\ \times \frac{5 \cdot 15 \cdot 20^{\circ}}{3,14 \cdot 5 \cdot 57,3} = 1^{\circ},4.$$

4) Потребное отклонение руля высоты для преодоления момента инерции модели:

$$m_z^{\xi_z} = -\frac{I_z}{q S b_A} = -\frac{0,003}{12,2 \cdot 0,215 \cdot 0,23} = -0,005.$$

Примем условие: модель должна достигать угловой скорости  $\omega_z = 2,5 \text{ рад/сек}$  за  $t = 0,5$  сек. Угловое ускорение будет равно:

$$\xi_z = \frac{\omega_z}{t} = 5 \text{ рад/сек}^2.$$

Угол отклонения руля высоты:

$$\Delta \delta_{B_4}^{\circ} = \frac{1}{m_z^{\delta_B^0}} m_z^{\xi_z} \cdot \xi_z = \frac{1}{-0,0207} (-0,005) \cdot 5 = 1^{\circ},2.$$

Суммарный угол:

$$\delta_B^{\circ} = \sum_{j=1}^4 \Delta \delta_{B_j}^{\circ} = 21^{\circ} + 5^{\circ},1 + 1^{\circ},4 + 1^{\circ},2 = \\ = 28^{\circ},7 < \delta_{\text{макс}}^{\circ} = 35^{\circ}.$$

Управляемость модели удовлетворительная. Для большинства современных пилотажных моделей углы,

потребные для преодоления момента от запаздывания скоса потока и инерционного, невелики и их можно не считать, а оставлять запас 3—5°.

## Глава 5

### ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛИ

Вопрос устойчивости модели уже рассматривался в главе 7 (часть I). Там же была дана методика, которая позволяет определить устойчивая или неустойчивая будет модель, рассчитать ее балансировку. В частности, было показано, что условие продольной устойчивости — положение фокуса модели позади центра тяжести. Но там нельзя найти ответа на многие вопросы, которые неизбежно возникают при более подробном рассмотрении устойчивости, например: является ли положение фокуса сзади центра тяжести достаточным условием обеспечения устойчивости, какие отличия в устойчивости модели при различных положениях центра тяжести, какой запас устойчивости является оптимальным и почему, каков характер движения модели при воздействии на нее возмущения и т. п.

Схематическое рассмотрение вопроса устойчивости в главе 7 (часть I), основанное на рассуждениях, куда, какой момент или сила будут действовать при отклонении модели от данного положения, получило название статической устойчивости. В статической устойчивости рассматривается равновесие сил и моментов в данный момент времени и не учитывается ни предыдущая история движения, ни инерционные характеристики модели. Поэтому статическая устойчивость не может охватить полностью все факторы, определяющие устойчивость модели. Она учитывает только часть этих факторов и сама по себе не в состоянии ответить на ряд важных для конструктора вопросов. Устойчивость в полном ее объеме можно понять только в динамике, в движении. К сожалению, теория динамической устойчивости модели совершенно не разработана.

Не нужно думать, что существует отдельно статическая и отдельно динамическая устойчивость модели. Устойчивость у модели одна — динамическая.



Теория динамической устойчивости самолета и модели чрезвычайно сложна. Она основывается на специальных разделах математики и подходит к самой границе неизвестного в математической науке.

Ниже рассматриваются основы динамической устойчивости модели и, насколько это возможно, популярно излагаются основные выводы и получаемые результаты.

## ПРОДОЛЬНАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛИ

### Вывод основных уравнений

Для упрощения ограничимся рассмотрением наиболее простого, но важного случая полета — планирования (рис. 143). При планировании без скольжения нет боковых сил и моментов, которые действовали бы на модель, и движение модели можно рассматривать только в одной вертикальной плоскости.

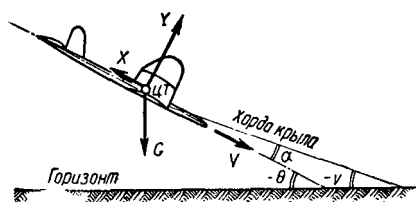


Рис. 143. Внешние силы, действующие на модель при продольном движении

Возьмем полусвязанную систему координат  $x, y$  и спроектируем все силы, действующие на модель, на эти оси. Дополнительно запишем уравнение моментов относительно центра тяжести модели.

Так как рассматриваем движение в динамике, т. е. переменное по осям  $x, y$ , то, помимо внешних сил и моментов, действующих на модель (аэродинамических, силы веса), нужно учитывать инерционные силы и моменты, которые возникают при колебаниях и вращении модели. Это — сила инерции вдоль оси  $x$ , центробежная сила при движении по криволинейной траектории по оси  $y$  и момент инерции модели от неустановившегося вращения относительно центра тяжести.

Как известно, инерционная сила вдоль движения по оси  $x$  равняется произведению массы тела на ускорение. Ускорение есть изменение скорости, отнесенное к изменению времени  $a = \frac{\Delta V}{\Delta t}$ .

Инерционная сила по оси  $y$  равняется произведению массы на центростремительное ускорение  $j_n = \frac{V^2}{R}$ . Здесь  $R$  — радиус кривизны траектории. Так как скорость с другой стороны равна  $V = R \omega_z$ , где  $\omega_z = \frac{\Delta \theta}{\Delta t}$  — угловая скорость вокруг оси  $z$ , то  $j_n = V \frac{\Delta \theta}{\Delta t}$ .

Наконец, как известно из физики и механики, произведение момента инерции тела на его угловое ускорение  $I_z \frac{\Delta \omega_z}{\Delta t}$  равно моменту  $M_z$  всех внешних сил относительно выбранной оси.

Вынесем инерционные силы в левую часть уравнений, а все внешние силы — в правую. Тогда с учетом всего сказанного уравнения движения модели в безмоторном полете можно записать так:

$$\begin{aligned} \Sigma_x \quad m \frac{\Delta V}{\Delta t} &= -X - G \sin \theta, \\ \Sigma_y \quad mV \frac{\Delta \theta}{\Delta t} &= Y - G \cos \theta, \\ \Sigma M_z \quad I_z \frac{\Delta \omega_z}{\Delta t} &= M_z. \end{aligned} \quad (115)$$

Здесь учтены инерционные силы, и в этом принципиальное отличие записанных уравнений от всех тех, которые составлялись ранее. Там движение модели рассматривалось в статике, т. е. все внешние силы и моменты приравнивались к нулю. Это равносильно было условию, что движение задавалось как равномерное и прямолинейное, при котором инерционных сил нет. В уравнениях (115) записан более общий вид движения и уравнения статики из них получаются как частный случай.

Решить систему уравнений (115) значит найти изменение  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta V$ ,  $\Delta\theta$  в зависимости от времени  $t$  при случайном возмущении модели или отклонении руля. Силы и моменты, входящие в уравнения, если их более подробно написать, зависят от самих искомых величин  $\alpha$ ,  $V$ ,  $\theta$  и от угловой скорости  $\omega_z$ . При этом получается, что коэффициенты при неизвестных меняются в процессе движения. Решить такие уравнения в общем виде (т. е. записать формулы зависимостей  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta V$ ,  $\Delta\theta$  от параметров модели) современная математика не в состоянии. Она знает простые, но очень громоздкие приближенные методы решения в каждом конкретном случае. Но такое решение, позволяя судить об устойчивости модели в данном конкретном случае, совершенно ничего не говорит об устойчивости в других условиях полета, а главное, не позволяет судить, как и в какой мере параметры модели влияют на устойчивость. Для ответа на последние вопросы конкретных решений пришлось бы сделать бесконечное множество.

Чтобы получить решение в общем виде, сделаем следующее основное допущение.

Будем считать, что возмущения, действующие на модели, невелики. Тогда, как говорит математика, переменные силы и моменты с высокой степенью точности можно представить в виде постоянной силы или момента в начальный момент времени плюс произведения изменений переменных величин, от которых зависит данная сила или момент на тангенс угла наклона к кривой этой силы (момента) по переменной величине, т. е.

$$X \approx X_0 + X^v \cdot \Delta V + X^a \cdot \Delta\alpha. \quad (116)$$

$$Y \approx Y_0 + Y^v \cdot \Delta V + Y^a \cdot \Delta\alpha. \quad (117)$$

$$M_z \approx M_{z0} + M_z^v \cdot \Delta V + M_z^a \cdot \Delta\alpha + M_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \bar{\omega}_z + M_z^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha}. \quad (118)$$

Эти равенства будут тем точнее, чем меньше изменения  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta V$ ,  $\bar{\omega}_z$ .

Этот переход равносильен тому, что от рассмотрения устойчивости при любых возмущениях модели мы перешли к рассмотрению устойчивости при небольших возмущениях. Конечно, на модель могут действовать очень

сильные возмущения, но если модель будет неустойчива при маленьких возмущениях, то тем более она будет неустойчивая и при больших. Однако из устойчивости при небольших возмущениях совершенно не вытекает, что модель будет устойчива при больших нарушениях режима ее полета. Из рис. 144 видно, что при небольших

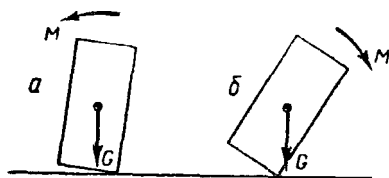


Рис. 144. Тело устойчиво при малых возмущениях и возвращается в положение равновесия (а). При большом возмущении устойчивость теряется (б)

возмущениях прямоугольник возвращается в положение исходного равновесия, при значительном возмущении — теряет устойчивость и валится набок.

Допущения, что возмущения невелики, позволяют решить задачу продольной динамической устойчивости. Решения же уравнений (115) в общем виде при крупных возмущениях не найдено до настоящего времени и в большой авиации.

Обратимся снова к равенствам (116, 117 и 118). Они замечательны тем, что величины  $X_0$ ,  $Y_0$ ,  $M_{x0}$ ,  $X^v$ ,  $Y^v$ ,  $M_z^v$  и т. д. взяты в начальный момент времени (момент возмущения принимается за начало отсчета) и в течение всего последующего движения остаются постоянными. Это значит, что коэффициенты при неизвестных  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta V$ ,  $\Delta\theta$  стали постоянными. А методы решения систем уравнений с постоянными коэффициентами в современной математике очень хорошо разработаны и можно воспользоваться готовыми результатами.

Прежде чем приступить к решению уравнений (115), приведем их к безразмерной форме, которая более удобна.

Для всех величин  $X^v$ ,  $Y^a$ ,  $M_z^{\omega z}$  и т. п. существуют аналитические формулы:

$$\begin{aligned} X^v &= C_x \rho S V_0, & M_z^v &= m_{z0} \rho S V_0 b_A, \\ X^a &= C_x^a S \frac{\rho V_0^2}{2}, & M_z^a &= m_z^a S \frac{\rho V_0^2}{2} b_A, \\ Y^v &= C_y \rho S V_0, & M_z^{\omega z} &= m_z^{\omega z} S \frac{\rho V_0^2}{2} b_A, \\ Y^a &= C_y^a S \frac{\rho V_0^2}{2}, & M_z^i &= m_z^i S \frac{\rho V_0^2}{2} b_A. \end{aligned}$$

Индексом 0 здесь отмечены постоянные величины, относящиеся к начальному моменту времени.

Подставим эти значения в выражения (116, 117 и 118), последние — в формулы (115). За исходное движение в начальный момент времени примем прямолинейный установившийся полет. Тогда

$$Y_0 - G \cos \theta_0 = 0; \quad X_0 - G \sin \theta_0 = 0; \quad m_{z0} = 0.$$

Из рис. 143 очевидно, что  $\alpha = \vartheta - \theta$ . Кроме того,  $\cos \theta = \cos(\theta_0 + \Delta\theta) = \cos \theta_0 - \sin \theta_0 (\Delta\vartheta - \Delta\alpha)$ ,

$$G \cos \theta_0 = C_y S \frac{\rho V_0^2}{2}.$$

При подстановке всех этих величин получается, что время везде делится на величину, которую обозначим через  $\tau = \frac{2m}{\rho S V_0}$ . Она называется масштабом времени. Следовательно, все динамические процессы, происходящие с моделью, протекают не в действительном времени, а в

некотором относительном времени  $\bar{t} = \frac{t}{\tau}$ .

По этой же причине вводятся понятия относительной скорости  $\bar{V} = \frac{V}{V_0}$ ,  $\Delta \bar{V} = \frac{\Delta V}{V_0}$  и безразмерного момента инерции  $i_z = \frac{I_z}{m b_A^2}$ .

Имея в виду все приведенные замечания, а также разделив первое и второе уравнения на  $S \frac{\rho V_0^2}{2}$ , третье уравнение — на  $\frac{i_z S^2 \rho^2 V_0^2}{4m}$ , получим систему уравнений продольного возмущенного движения модели в безразмерной форме:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{V} + 2C_x \Delta \bar{V} + (C_x^a - C_y) \Delta \alpha + C_y \Delta \vartheta &= 0, \\ (\Delta \dot{\vartheta})^i - (\Delta \alpha)^i + 2C_y \Delta \bar{V} - (C_y^a + C_x) \Delta \alpha + C_x \Delta \vartheta &= 0, \quad (119) \\ [(\Delta \dot{\vartheta})^i]^i - \frac{\mu m_z^a}{i_z} \Delta \alpha - \frac{m_z^a}{i_z} (\Delta \alpha)^i - \frac{m_z^{\omega z}}{i_z} (\Delta \dot{\vartheta})^i &= 0. \end{aligned}$$

Здесь для сокращения у параметров исходного движения отброшен индекс 0 и введено обозначение  $\mu = \frac{2m}{\rho S b_A}$ . Коэффициент  $\mu$  характеризует отношение массы модели к вытесняемой ею массе воздуха, так как величина  $S b_A$  в известной мере пропорциональна объему воздуха, вытесненному моделью. Поэтому назовем его относительной плотностью модели.

В уравнениях (119) переменная  $\Delta \dot{\vartheta}$  заменена переменной  $\Delta \vartheta$ . Они выражаются одна через другую  $\Delta \dot{\vartheta} = \Delta \dot{\vartheta} + \Delta \alpha$ .

Относительная форма уравнений продольного возмущенного движения модели очень удобна для анализа устойчивости и управляемости модели, так как позволяет использовать одни и те же выражения и зависимости для всех режимов полета.

## Характер продольного возмущенного движения модели

Уравнения (119), так же как и уравнения (115), не принадлежат к классу уравнений, изучаемых в школьных курсах математики. Поэтому бесполезно было бы решать их известными в школьных курсах методами.

Однако уравнения такого класса хорошо изучены, и

в специальных разделах математики доказывается, что решение системы формы (119) имеет вид \*:

$$\begin{aligned}\Delta \alpha &= A_1 e^{\lambda_1 \bar{t}} + A_2 e^{\lambda_2 \bar{t}} + A_3 e^{\lambda_3 \bar{t}} + A_4 e^{\lambda_4 \bar{t}}, \\ \Delta \bar{V} &= B_1 e^{\lambda_1 \bar{t}} + B_2 e^{\lambda_2 \bar{t}} + B_3 e^{\lambda_3 \bar{t}} + B_4 e^{\lambda_4 \bar{t}}, \\ \Delta \theta &= C_1 e^{\lambda_1 \bar{t}} + C_2 e^{\lambda_2 \bar{t}} + C_3 e^{\lambda_3 \bar{t}} + C_4 e^{\lambda_4 \bar{t}},\end{aligned}\quad (120)$$

где  $A_1, B_1, C_1$  и т. п. — некоторые постоянные коэффициенты, зависящие от характера начального возмущения;  $e=2,71$  — основание натуральных логарифмов,  $\bar{t}$  — безразмерное время, а  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$  — корни алгебраического уравнения, которое называется характеристическим:

$$F(\lambda) = \lambda^4 + a_1 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_3 \lambda + a_4 = 0. \quad (121)$$

Коэффициенты этого характеристического уравнения для случая безмоторного полета, если пренебречь некоторыми второстепенными членами, равны:

$$a_1 \approx C_y^\alpha - \xi \bar{m}_z^{\omega z}. \quad (122)$$

$$a_2 \approx -C_y^\alpha (\sigma_\partial + \bar{m}_z^{\omega z}) + 2C_y^2. \quad (123)$$

$$a_3 \approx -2C_y^2 \xi \bar{m}_z^{\omega z} - 3C_y^\alpha C_x \sigma_\partial. \quad (124)$$

$$a_4 \approx -2C_y^2 C_y^\alpha \sigma_\partial. \quad (125)$$

Здесь введены обозначения:  $\bar{m}_z^{\omega z} = \frac{m_z^{\omega z}}{i_z}, \quad \sigma_\partial =$

$$= -\frac{\mu \sigma}{i_z}, \quad \xi = \left(1 + \frac{m_z^{\omega z}}{m_z^{\omega z}}\right) \approx \left(1 + \frac{2C_y^\alpha}{\pi \lambda}\right).$$

Напоминаем, что  $\sigma = -m_z^{C_y}$  — запас статической устойчивости. Обозначения введены потому, что эти величины встречаются только в таком сочетании. Величина  $\bar{m}_z^{\omega z}$  называется коэффициентом динамического демп-

---

\* См., например, книгу И. В. Остославского «Аэродинамика самолета». Оборонгиз, 1957.

фирования, а величина  $\sigma_d$  — динамическим запасом устойчивости. Следовательно, приходим к первому важному выводу: устойчивость модели определяется не величиной коэффициента статической устойчивости  $A_{г.о} = \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{SI}$ , как это утверждают многие моделисты, и

даже не величиной запаса статической устойчивости  $\sigma$ , а дополнительно еще зависит от коэффициента относительной плотности модели, величины безразмерного момента инерции модели относительно оси  $z$ .

Полностью запас устойчивости модели характеризует только коэффициент динамической устойчивости  $\sigma_d$ . Аналогично этому демпфирование модели полностью характеризуется только коэффициентом динамического демпфирования  $\bar{m}_z^{\omega z}$ , т. е., помимо геометрии модели, зависит еще и от безразмерного момента инерции.

Таким образом, чтобы устойчивость и характер продольного возмущения движения двух моделей были одинаковыми, кроме равенства  $C_y, C_z, C_x$  и  $\lambda$ , размеры оперения и положение центра тяжести у них должны быть подобраны так, чтобы были одинаковыми коэффициенты запаса динамической устойчивости  $\sigma_d$  и коэффициенты динамического демпфирования  $\bar{m}_z^{\omega z}$ . Например, при использовании статистики лучших моделей неправильно выбирать размеры оперения на основании только величины  $A_{г.о}$ , так как эта величина только один из многочисленных факторов, определяющих устойчивость модели. Статистику следует вести по величинам  $\sigma_d$  и  $\bar{m}_z^{\omega z}$ .

Характеристическое уравнение (121) имеет четвертую степень. При его решении должно получиться четыре корня. Для уяснения типа этих корней подробно рассмотрим алгебраическое уравнение 2-й степени, изучаемое в школьных курсах математики,  $\lambda^2 + c\lambda + d = 0$ . Решение этого уравнения, как известно, имеет вид  $\lambda_{1,2} = \frac{c}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{c}{2}\right)^2 - d}$ . Беря со знаком «+», получаем  $\lambda_1$  со знаком «—»  $\lambda_2$ . Если  $\left(\frac{c}{2}\right)^2 > d$ , то под корнем поло-



жительное число и оба корня вещественные, если  $\left(\frac{c}{2}\right)^2 <$

$< d$ , то под корнем отрицательное число и корень извлекать нельзя. Тогда отрицательное число под корнем представляют как положительное, умноженное на  $-1$ , из положительного числа извлекают корень, а  $\sqrt{-1}$  обозначают через букву  $i = \sqrt{-1}$ . Решение получается в виде  $\lambda_1 = a + bi$  и  $\lambda_2 = a - bi$ . Числа такого вида называются комплексными:  $a$  — вещественная часть комплексного числа,  $b$  — коэффициент при мнимой части  $i$  комплексного числа. При решении квадратного уравнения комплексные корни получаются в виде  $\lambda_{1,2} = a \pm bi$  попарно сопряженными, т. е.  $\lambda_1$  от  $\lambda_2$  отличается только знаком при мнимой части.

При решении характеристического уравнения (121) возможны три случая корней: или все четыре корня вещественные, или два корня вещественные, а два комплексные и сопряженные, или все четыре корня комплексные, попарно сопряженные.

В математике при рассмотрении решений с комплексными корнями доказывается, что постоянные коэффициенты  $A, B, C$  в выражениях (120) у соответствующих  $e^{i\bar{t}}$  оказываются также комплексными и при перемножении взаимно уничтожают мнимость друг друга, так как  $i \cdot i = \sqrt{-1} \cdot \sqrt{-1} = 1$ . Например, корни  $\lambda_3$  и  $\lambda_4$  получились комплексными сопряженными  $\lambda_{3,4} = a_2 \pm b_2 i$ , тогда

$$A_3 e^{\lambda_3 \bar{t}} + A_4 e^{\lambda_4 \bar{t}} = D_2 e^{a_2 \bar{t}} \cdot \sin(b_2 \bar{t} + \psi_2),$$

где  $D_2$  — вещественный коэффициент;

$a_2$  — вещественная часть комплексного сопряженного корня;

$b_2$  — коэффициент при мнимой части;

$\psi_2$  — постоянное вещественное число.

Обобщаем все сказанное. В зависимости от типа корней характеристического уравнения выражение для изменения, например, угла атаки с течением времени имеет одну из форм:

$$\Delta\alpha = A_1 e^{\lambda_1 \bar{t}} + A_2 e^{\lambda_2 \bar{t}} + A_3 e^{\lambda_3 \bar{t}} + A_4 e^{\lambda_4 \bar{t}}, \quad (126)$$

$$\Delta\alpha = A_1 e^{\lambda_1 \bar{t}} + A_2 e^{\lambda_2 \bar{t}} + D_2 e^{a_2 \bar{t}} \sin(b_2 \bar{t} + \psi_2), \quad (127)$$

$$\Delta\alpha = D_1 e^{a_1 \bar{t}} \sin(b_1 \bar{t} + \psi_1) + D_2 e^{a_2 \bar{t}} \sin(b_2 \bar{t} + \psi_2). \quad (128)$$

Аналогичные выражения будут и для  $\Delta\bar{V}$  и  $\Delta v$ .  $e^{\lambda \bar{t}}$  есть число больше единицы, возводимое в некоторую степень. С течением времени показатель этой степени  $\lambda \bar{t}$  возрастает, а все число  $e^{\lambda \bar{t}}$  будет или возрастать, если показатель степени положительный, или убывать, если показатель степени отрицательный. Движение, описываемое членом  $Ae^{\lambda \bar{t}}$ , называется аperiодическим. В аperiодическом движении возмущение изменяется только по одну сторону положения равновесия. Знак показателя степени зависит от знака корня  $\lambda$ , так как время всегда положительно. Коэффициент  $A$  постоянен по времени и на ход изменения величины  $Ae^{\lambda \bar{t}}$  влияния не оказывает. Таким образом, с течением времени доля  $\Delta\alpha_1$  от слагаемого  $A_1 e^{\lambda_1 \bar{t}}$  при отрицательном  $\lambda_1$  будет убывать (рис. 145, случай I), а при положительном  $\lambda_1$  — возрастать (рис. 145, случай II).

Величина  $\sin(b\bar{t} + \psi)$  с течением времени то возрастает, то убывает, изменяясь по синусоиде, член  $De^{a\bar{t}} \sin(b\bar{t} + \psi)$  описывает колебательные движения.  $De^{a\bar{t}}$  — амплитуда этих колебаний. В зависимости от знака она может или уменьшаться (рис. 145, случай III,  $a_1 < 0$ ), или увеличиваться (рис. 145, случай IV,  $a > 0$ ).

Первый тип движения модели после воздействия возмущения (126), когда все четыре корня вещественные, представляет собой результирующее четырех накладывающихся друг на друга частных аperiодических движений модели; второй (127), когда два корня веществен-

ных, а два сопряженных, получается от сложения двух аperiodических и одного колебательного движений;

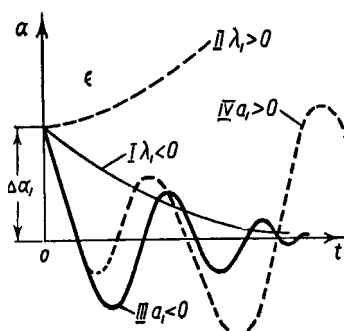


Рис. 145. Характер изменения угла атаки при положительном и отрицательном значениях корня и вещественной части корня характеристического уравнения

третий (128), когда все корни комплексные, попарно сопряженные, — от сложения двух колебательных движений.

Расчеты показывают, что в большинстве случаев модели имеют второй тип движения.

### Условия продольной устойчивости

Чтобы после воздействия возмущения его величина с течением времени убывала, необходимо, чтобы корни и вещественные части корней характеристического уравнения были отрицательными. Но если даже один из корней положительный, слагаемое, в которое он входит, с течением времени начнет безгранично увеличиваться и  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\bar{V}$ ,  $\Delta v$  возрастать, так как остальные слагаемые при отрицательных  $\lambda$  и  $a$  не могут быть меньше нуля.

Из теории алгебраических уравнений 4-й степени известно, что для того, чтобы корни уравнения (121) были отрицательными и имели отрицательные вещественные

части, необходимо, чтобы были выполнены следующие условия:

$$\left. \begin{aligned} a_1 > 0, a_2 > 0, a_3 > 0, a_4 > 0 \\ R = a_1 a_2 a_3 - a_1^2 a_4 - a_3^2 > 0 \end{aligned} \right\}, \quad (129)$$

т. е. все коэффициенты характеристического уравнения (121) и величина  $R$  должны быть больше нуля.

Условия выражений (129), разрешая с качественной стороны вопрос о наличии у модели продольной устойчивости, не характеризуют количественную сторону возмущенного движения, не отвечают на вопросы, хорошая эта устойчивость или недостаточная, каков характер возмущенного движения и т. п. Для ответа на эти вопросы требуется более детальный анализ, необходимо решить характеристическое уравнение.

### Решение характеристического уравнения

Решение алгебраических уравнений 4-й степени довольно сложно и рассматривается в специальных разделах математики. Для случаев, когда все четыре корня вещественные или два вещественные, а два комплексные, рекомендуется следующий приближенный способ.

Задаемся рядом  $\lambda$ , вычисляем функцию  $F(\lambda)$  уравнения (121) и строим ее по  $\lambda$ . Точки пересечения ее с осями и определяют значения корней. Пересечение этой функции с осями может быть только в некотором интервале  $\lambda$ . При очень больших положительных или отрицательных  $\lambda$  член  $\lambda^4$  становится преобладающим и функция  $F(\lambda)$  не может изменить знака, а следовательно, не может существовать и корня. Границы, в которых возможно существование корней, определяются наибольшим и наименьшим значением отношений коэффициентов  $-\frac{a_1}{1}, -\frac{a_2}{a_1}, -\frac{a_3}{a_2}, -\frac{a_4}{a_3}$ . Точек пересечения может получиться четыре, две или ни одной. В последнем случае все четыре корня комплексные. Если точек пересечения две и они определены достаточно точно, то уравнение 4-й степени сводится к решению уравнения 2-й степени, коэффициенты которого равны:

$$c = a_1 + \lambda_1 + \lambda_2, \quad d = \frac{a_4}{\lambda_1 \lambda_2}.$$

Корни  $\lambda_3$  и  $\lambda_4$  (в том числе и комплексные) находятся как

$$\lambda_{3,4} = -\frac{c}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{c}{2}\right)^2 - d}.$$

Значения корней сразу определяет интенсивность затухания возмущения и период колебаний модели. В качестве меры затухания колебания принято время уменьшения амплитуды каждого частного колебания вдвое:

$$t = -\frac{0,7\tau}{\lambda}, \quad t = -\frac{0,7\tau}{a}, \quad T = \frac{2\pi}{b}\tau \text{ сек.}, \quad (130)$$

где  $\lambda$  — корень характеристического уравнения для данного частного движения;

$a$  — вещественная часть корня, если он комплексный;

$b$  — мнимая часть корня;

$T$  — период колебаний;

$\tau$  — масштаб времени.

Из формул видно, что вещественная часть комплексных корней определяет затухание амплитуды колебаний, а мнимая часть — период колебаний.

При решении характеристического уравнения получается, что один корень (одна пара корней) большой по своей величине, другой — малый. Поэтому одно частное движение затухает очень быстро, в доли секунды, другое — более медленно. Физически это объясняется тем, что угол атаки и скорость полета, от которых зависят аэродинамические силы и моменты, при нарушении исходного режима полета модели изменяются существенно различным образом по времени: угол атаки быстро, скорость вследствие инерции модели медленно. Восстановление нарушенного равновесия вначале протекает быстро, а затем медленно. Поэтому все возмущенное движение модели можно разделить на два: короткопериодическое и длиннопериодическое. Короткопериодическому движению соответствует большой корень, длиннопериодическому — малый. В начальный период времени величина  $e^{\lambda t}$  с большим корнем меняется очень интенсивно и в основном определяет характер изменения  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\bar{V}$ ,  $\Delta\theta$ , а спустя некоторое время у устойчивой модели она

становится настолько близкой к нулю, что характер движения уже в основном определяет величина  $e^{\lambda \bar{t}}$  с малым значением  $\lambda$ .

Для конструктора модели важно, чтобы модель как можно быстрее гасила различные возмущения. Поэтому его прежде всего интересует длиннопериодическое движение модели, малые корни. В первом приближении их можно определить, решая квадратное уравнение:

$$\lambda^2 + \frac{a_3}{a_2} \lambda + \frac{a_4}{a_2} = 0. \quad (131)$$

По малым корням следует сравнивать между собой различные модели, чтобы судить об их устойчивости. Модель, имеющая большие величины малых корней, будет обладать лучшей устойчивостью, а при отклонении руля высоты скорее гасить возникшие колебания, т. е. будет обладать и лучшей управляемостью. Модель, имеющая большую величину больших корней, при отклонении руля высоты скорее выходит на новый угол атаки.

### Влияние некоторых конструктивных параметров модели на устойчивость

При проектировании модели конструктор наиболее широко может варьировать размерами горизонтального оперения, положением центра тяжести и моментами инерции модели. Все это оказывает влияние на динамический запас устойчивости  $\sigma_d$  и динамическое демпфирование модели  $\bar{m}_z \bar{\omega}_z$ . Рассмотрим, как они влияют на устойчивость модели.

Если  $\sigma_d \rightarrow 0$ , то  $a_4 \rightarrow 0$  (125), т. е. при  $\sigma_d = 0$  будет одна граница устойчивости. Если значения  $a_1, a_2, a_3, a_4$  из выражений (122—125) подставить в выражение для  $R$  (129), приравнять  $R=0$  и найти зависимость между  $\bar{m}_z \bar{\omega}_z$  и  $\sigma_d$ , то кривая пойдет, как показано на рис. 146. Значения  $\sigma_d > 0$ , т. е. положение центра тяжести позади фокуса модели, вызывает аperiodическую неустойчивость, нарушение условия  $R > 0$  вызывает колебательную неустойчивость.

Теперь ответим на вопрос, поставленный в начале этой главы: является ли расположение центра тяжести впереди фокуса модели достаточным условием продольной устойчивости модели? Из рис. 146 заключаем, что это условие, будучи необходимым, не является достаточ-

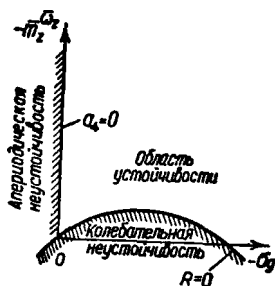


Рис. 146. Границы продольной устойчивости модели

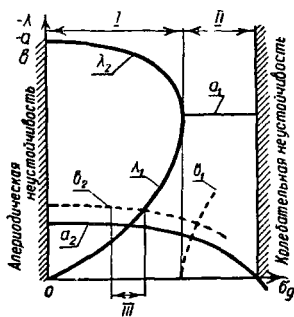


Рис. 147. Типичное изменение характера возмущенного движения и степени устойчивости модели при изменении запаса динамической устойчивости

ным. При малой степени демпфирования модель может быть колебательно неустойчивой.

Если построить изменение корней характеристического уравнения при различных запасах динамической устойчивости (рис. 147), то будет видно, что при  $\sigma_d = 0$  малый корень  $\lambda_1 = 0$ , а с ростом  $\sigma_d$  он растёт.

Большой корень  $\lambda_2$  с ростом  $\sigma_d$  медленно уменьшается и при некотором  $\sigma_d$  совпадает с  $\lambda_1$ . Вещественная часть  $a_2$  комплексного корня вначале остается почти постоянной, а затем падает, обращается в нуль и становится положительной. У модели появляется колебательная неустойчивость. При переходе на отрицательные  $\sigma_d$  становится положительным  $\lambda_1$  и появляется аperiодическая неустойчивость.

В области I возмущенное движение складывается из двух аperiодических и одного колебательного частных движений, в области II — из двух колебательных движений, в области III  $\lambda_1$  и  $a_2$  имеют один и тот же порядок

своих величин. Эта область как раз и соответствует наиболее выгоднейшей центровке.

О влиянии других параметров на устойчивость судить трудно, так как не существует явного выражения для корней характеристического уравнения. Нужны просто сравнительные расчеты. Но если судить по вещественной части формулы (131), то малый корень будет определяться величиной

$$-\frac{a_3}{2a_2} = \frac{C_y^2 \cdot \frac{1}{C_y^a} \xi \bar{m}_z^{\omega z} + \frac{3}{2} C_x \sigma_d}{\sigma_d + \bar{m}_z^{\omega z}},$$

т. е. с ростом  $C_y$  быстро будет возрастать, при увеличении  $C_y^a$  — уменьшаться, а при возрастании сопротивления — несколько увеличиваться.

В частности, крутой набор высоты (полет на малых  $C_y$ ), как следует из формулы (125), сильно понижает устойчивость модели.

### Пример расчета продольной динамической устойчивости модели планера

Геометрические данные модели (рис. 148):  $G=0,41$  кг;  
 $m=0,0418$  кг·сек<sup>2</sup>/м;  $b_A \approx 0,15$  м;  $\lambda=13,8$ ;  $S_{г.о}=0,0368$  м<sup>2</sup>;  $\bar{S}_{г.о}=0,128$ ;  $L_{г.о}=0,84$  м;  $\bar{L}_{г.о}=5,4$  м;  
 $\lambda_{г.о}=6,66$ ;  $A_{г.о}=0,715$ ;  $\bar{x}_T=0,63$ ;  $i_z=6$ ;  $S=0,288$  м<sup>2</sup>.

При расчете поляры получено:  $C_y=1,2$ ;  $C_x=0,085$ ;  $C_y^a=3$ ;  $V_0=4,5$  м/сек;  $Re=48\,600$ ;  $C_{y_{г.о}}=4,8$ .

Принимаем:  $k_{г.о} \approx 0,9$ ,  $\rho=0,125$ .

Рассчитаем динамическое демпфирование и запас динамической устойчивости:

$$\sigma \approx -m C_y \approx (0,25 - \bar{x}_T) + \\ + A_{г.о} k_{г.о} a_{г.о} \left( \frac{1}{C_y^a} - \frac{2}{\pi \lambda} \right) \approx 0,18,$$



$$\mu = \frac{2m}{\rho S b_A} = 15,5, \quad \sigma_d = -\frac{\mu \dot{\alpha}}{i_z} \approx -0,5.$$

$$\bar{m}_z^{\omega z} \approx m_{z_{r.0}}^{\omega z} = -A_{r.0} a_{r.0} \bar{L}_{r.0} \sqrt{k_{r.0}} \approx -18,$$

$$\frac{\bar{m}_z^{\omega z}}{i_z} = \frac{m_z^{\omega z}}{i_z} \approx -3.$$

Принимаем среднее значение:  $\xi = \left(1 + \frac{\bar{m}_z^{\omega z}}{m_z^{\omega z}}\right) \approx 1,3$

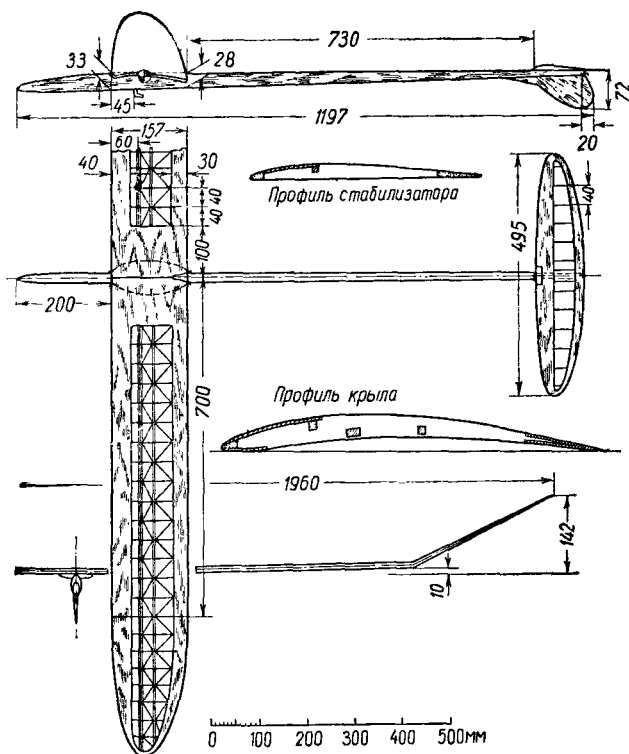


Рис. 148. Модель планера класса А-2 конструктора Баби-ча (Югославия).

В 1957 г. модель заняла первое место на международном авиамodelьном чемпионате, показав продолжительность в пяти полетах 900 сек. Площадь крыла 28,8 дм<sup>2</sup>, площадь стабилизатора 3,68 дм<sup>2</sup>

Подсчитаем коэффициенты характеристического уравнения (122—125):  $a_1=6,9$ ;  $a_2=13,4$ ;  $a_3=11,6$ ;  $a_4=4,3$ .

Вещественные корни, если они есть, будут находиться в границах:  $-\frac{a_1}{1} = -6,9$ ;  $-\frac{a_2}{a_1} = -2,27$ ;  $-\frac{a_3}{a_2} = -0,86$ ;  $\frac{a_4}{a_3} = -0,38$  — между  $-6,9$  и  $-0,38$ .

Зададимся рядом значений  $\lambda$ , подсчитаем  $F(\lambda)$  (121) и построим  $F(\lambda) = f(\lambda)$ . Точки пересечения с осью  $\lambda$   $\lambda_1 = -1,08$ ;  $\lambda_2 = -4,6$ . Два других корня  $c = a_1 + \lambda_1 + \lambda_2 = 1,22$ ;  $d = \frac{a_4}{\lambda_1 \lambda_2} = 0,865$ ;  $\lambda_{3,4} = -\frac{c}{2} \pm \pm \sqrt{\left(\frac{c}{2}\right)^2 - d} = -0,61 \pm 0,7i$ .

Масштаб времени  $\tau = \frac{2\pi}{\rho SV_0} = 0,52$ . Время уменьшения амплитуды вдвое в длиннопериодическом движении  $t_1 = -\frac{0,7\tau}{\lambda_1} = 0,34$  сек., в короткопериодическом движении  $t_2 = -\frac{0,7\tau}{\lambda_2} = 0,08$  сек. Колебательное движение уменьшает свою амплитуду вдвое за время  $t_3 = \frac{0,7\tau}{a} = 0,6$  сек. и имеет период колебаний  $T = \frac{2\pi}{b} \tau = 4,7$  сек. Таким образом, при запасе динамической устойчивости  $-0,5$  медленнее всего затухает колебательное движение.

На графике (рис. 149) приведены результаты расчета величины малых корней при других запасах динамической устойчивости. Из графика видно влияние величины центровки на ход затухания возмущения в аperiодическом и колебательном движениях. Там же нанесены кривые при коэффициенте динамического демпфирования  $\bar{m}_2^{\omega z} = d_d = 10$ . Увеличение размеров горизонтального оперения втрое мало повлияло на характеристики затухания, но увеличило оптимальный запас устойчивости также почти в три раза. Область оптимальных центровок значительно расширилась. Следовательно, при больших размерах оперения допустимы большие ошибки в

центровке. Кроме того, меньше влияют на устойчивость колебания положения фокуса модели при полете в болтанку.

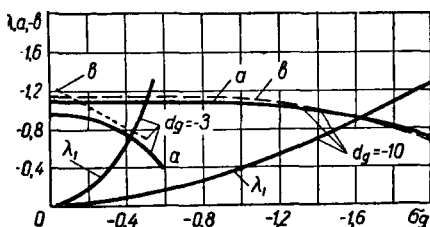


Рис. 149. Изменение характеристик длиннопериодического движения по запасу динамической устойчивости при двух степенях демпфирования.  $C_y=1,2$ ;  $C_y^a=3$ ;  $C_x=0,085$

Коэффициенты характеристического уравнения зависят сравнительно от немногих параметров:  $\sigma_d$ ,  $\overline{m_z^{\omega z}}$ ,  $C_y^a$ ,  $C_y$ ,  $C_x$ ,  $\lambda$ . От  $C_x$  и  $\lambda$  коэффициенты изменяются незначительно. А сами величины  $C_x$  и  $\lambda$  для подавляющего большинства моделей достаточно близки. Если задать их средними величинами, то останутся четыре независимых параметра. Задавшись еще значением  $C_y$  и  $C_y^a$ , можно построить сетки кривых  $\lambda = f(\sigma_d)$ ,  $a = f(\sigma_d)$  для разных  $\overline{m_z^{\omega z}}$  подобно изображенной на рис. 149. Имея такие сетки для нескольких комбинаций  $C_y$  и  $C_y^a$ , можно было бы, интерполируя между ними, выбирать оптимальную центровку для широкого круга моделей: планеров, парящих моторных, резиномоторных на планировании, рейсовых в моторном полете.

Работа эта трудоемкая, но с ее помощью можно решить вопрос о центровке\*. Кроме того, стало бы ясно видно, какой параметр и в какой мере влияет на устойчивость и управление и к чему надо стремиться при проектировании модели.

\* Для моделей, у которых число  $Re$  крыла и стабилизатора выше критического.

Основные уравнения. Характер движения.  
Условия устойчивости

Вывод основных уравнений боковой динамической устойчивости и используемые математические формулы идентичны продольной динамической устойчивости. Поэтому остановимся на них лишь вкратце.

В продольной устойчивости приняли условие, что модель совершает прямолинейное установившееся планирование. При этом были рассмотрены силы и моменты, действующие в вертикальной плоскости и определяющие продольную устойчивость модели. Теперь рассмотрим силы и моменты, действующие в других плоскостях и определяющие боковую устойчивость.

Выберем связанную с моделью систему координат. Спроектируем силы на ось  $z_1$  и составим уравнение моментов относительно осей  $x_1$  и  $y_1$ . Слева запишем инерционные силы, справа, по методу малых возмущений, разложим все силы и моменты на отдельные слагаемые по переменным величинам, от которых они зависят, подобно тому, как это делалось в формулах (116, 117, 118). Дополнительно запишем геометрическую связь между углом крена  $\gamma$  и угловыми скоростями  $\omega_x$  и  $\omega_y$ , получаемую из проекции векторов угловых скоростей на полусвязанную ось  $x$ . Если пренебречь некоторыми второстепенными членами, уравнения бокового возмущенного движения можно записать так:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma_z \quad m \left( \frac{\Delta V_z}{\Delta t} + V_{y0} \omega_x - V_{x0} \omega_y \right) &= Z^{Vz} V_z + G \cos v_0 \cdot \gamma, \\ \Sigma M_x \quad I_x \frac{\Delta \omega_x}{\Delta t} &= M_x^{Vz} V_z + M_x^{\omega x} \omega_x + M_x^{\omega y} \omega_y, \\ \Sigma M_y \quad I_y \frac{\Delta \omega_y}{\Delta t} &= M_y^{Vz} V_z + M_y^{\omega x} \omega_x + M_y^{\omega y} \omega_y, \\ \frac{\Delta \gamma}{\Delta t} &= \omega_x - \operatorname{tg} v_0 \omega_y. \end{aligned} \right\} (132)$$

Искомые величины здесь  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\beta$  и  $\gamma$ .

В уравнениях сил и моментов нет членов, зависящих от угла рысканья  $\psi$ . Поэтому модель, как бы ее ни спро-

ектировали, никогда не будет обладать устойчивостью полета в заданном направлении. Устойчивость направления полета модели может придать только какое-то управляющее устройство.

Приведем уравнения (132) к безразмерному виду. Для этого заменим  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  через безразмерные угловые скорости  $\bar{\omega}_x$ ,  $\bar{\omega}_y$ , величины  $M_x^{Vz}$ ,  $M_x^{\omega x}$  и т. п. заменим их аналитическими выражениями, введем безразмерные моменты инерции, масштаб времени  $\tau = \frac{m}{\rho S V_0}$ , относительную плотность модели в боковой устойчивости  $\mu = \frac{2m}{\rho S l}$ . Составляющие скорости вдоль осей заменим их приближенными выражениями  $V_x \approx V$ ,  $V_y \approx -V\alpha$ ,  $V_z \approx V\beta$ . Обратите внимание, что  $\mu$  в боковой устойчивости делится не на  $b_A$ , а на  $l$ , т. е. отличается от  $\mu$  в продольной устойчивости.

Так как коэффициенты статической боковой устойчивости и вращательные производные встречаются только поделенными на безразмерные моменты инерции, то заменяем:

$$\begin{aligned} \bar{m}_x^\beta &= \frac{m_x^\beta}{i_x}, & \bar{m}_x^{\bar{\omega}x} &= \frac{m_x^{\bar{\omega}x}}{i_x}, & \bar{m}_x^{\bar{\omega}y} &= \frac{m_x^{\bar{\omega}y}}{i_x}, \\ \bar{m}_y^\beta &= \frac{m_y^\beta}{i_y}, & \bar{m}_y^{\bar{\omega}x} &= \frac{m_y^{\bar{\omega}x}}{i_y}, & \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} &= \frac{m_y^{\bar{\omega}y}}{i_y}. \end{aligned}$$

С учетом всего сказанного получим следующие уравнения бокового возмущенного движения модели в безразмерной форме:

$$\left\{ \begin{aligned} \beta^t &= \frac{1}{2} C_z^\beta + \mu \alpha \bar{\omega}_x + \bar{\mu} \bar{\omega}_y + \frac{1}{2} C_y \gamma, \\ \bar{\omega}_x^t &= \bar{m}_x^\beta \beta + \bar{m}_x^{\bar{\omega}x} \bar{\omega}_x + \bar{m}_x^{\bar{\omega}y} \bar{\omega}_y, \\ \bar{\omega}_y^t &= \bar{m}_y^\beta \beta + \bar{m}_y^{\bar{\omega}x} \bar{\omega}_x + \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} \bar{\omega}_y, \\ \bar{\omega}_y^t &= \bar{m}_y^\beta \beta + \bar{m}_y^{\bar{\omega}x} \bar{\omega}_x + \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} \bar{\omega}_y, \\ \gamma^t &= \mu (\bar{\omega}_x - \operatorname{tg} v_0 \bar{\omega}_y). \end{aligned} \right. \quad (133)$$

Уравнения (133) принадлежат к тому же классу, что и уравнения продольной устойчивости (119), а поэтому их решение имеет вид:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \sum_{i=1}^4 A_i e^{\lambda_i \bar{t}}, & \omega_y &= \sum_{i=1}^4 B_i e^{\lambda_i \bar{t}}, & \beta &= \sum_{i=1}^4 C_i e^{\lambda_i \bar{t}}, \\ \gamma &= \sum_{i=1}^4 D_i e^{\lambda_i \bar{t}}.\end{aligned}\quad (134)$$

Здесь  $A_i, B_i, C_i, D_i$  — постоянные коэффициенты, а  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$  — корни характеристического уравнения:

$$\lambda^4 + a_1 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_3 \lambda + a_4 = 0, \quad (135)$$

где коэффициенты равны:

$$\begin{aligned}a_1 &\approx -\bar{m}_x^{\bar{\omega}x}, \\ a_2 &\approx \frac{C_z^2}{2} \bar{m}_x^{\bar{\omega}x} + (\bar{m}_x^{\bar{\omega}x} \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} - \bar{m}_x^{\bar{\omega}y} \bar{m}_y^{\bar{\omega}x}) - \mu (\bar{m}_y^{\beta} + \alpha \bar{m}_x^{\beta}), \\ a_3 &\approx -\mu (\bar{m}_x^{\beta} \bar{m}_y^{\bar{\omega}x} - \bar{m}_y^{\beta} \bar{m}_x^{\bar{\omega}x}) + \frac{\mu C_y}{2} (\bar{m}_y^{\beta} \operatorname{tg} v_0 - \bar{m}_x^{\beta}) - \\ &\quad - \frac{1}{2} C_z^2 (\bar{m}_x^{\bar{\omega}x} \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} - \bar{m}_x^{\bar{\omega}y} \bar{m}_y^{\bar{\omega}x}), \\ a_4 &\approx \mu \frac{C_y}{2} [\bar{m}_x^{\beta} \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} - \bar{m}_y^{\beta} \bar{m}_x^{\bar{\omega}x} + \operatorname{tg} v_0 (\bar{m}_x^{\beta} \bar{m}_y^{\bar{\omega}y} - \bar{m}_y^{\beta} \bar{m}_x^{\bar{\omega}x})].\end{aligned}\quad (136)$$

Коэффициенты статической устойчивости вошли в формулы (136) только в виде произведений  $\mu \bar{m}_x^{\beta}$ ,  $\mu \bar{m}_y^{\beta}$ , а коэффициенты демпфирования — в виде  $\bar{m}_x^{\bar{\omega}x}$ ,  $\bar{m}_y^{\bar{\omega}y}$ ,  $\bar{m}_x^{\bar{\omega}y}$ ,  $\bar{m}_y^{\bar{\omega}x}$ . Следовательно, боковая устойчивость определяется не только коэффициентами статической боковой устойчивости и коэффициентами демпфирования, но и зависит от относительной плотности модели и ее инерционных характеристик относительно осей  $x_1$  и  $y_1$ .

Аналогично тому, как это было в продольной динамической устойчивости, корнями уравнения (135) могут быть или все четыре действительных, или два действительных и два комплексных сопряженных, или четыре комплексных попарно сопряженных. В зависимости от

этого возмущенное боковое движение складывается из четырех аperiодических, двух аperiодических и одного колебательного или двух колебательных движений.

Условия устойчивости состоят в том, что все действительные и все вещественные части комплексных корней должны быть отрицательными. Для этого необходимо выполнить неравенства:

$$a_1 > 0, \quad a_2 > 0, \quad a_3 > 0, \quad a_4 > 0, \\ R = a_1 a_2 a_3 - a_1^2 a_4 - a_3^2 > 0. \quad (137)$$

Нарушение условия  $a_4 > 0$  ведет к спиральной неустойчивости, а невыполнение условия  $R > 0$  — к колебательной неустойчивости.

Корни характеристического уравнения можно найти тем же методом, что и в продольной динамической устойчивости, а время затухания колебаний вдвое и период колебаний — по формулам (130).

Используя результаты, полученные в боковой динамической устойчивости, можно теперь дополнить физическую картину боковой устойчивости, схематически обрисованную при рассмотрении статической боковой устойчивости.

Пусть под влиянием случайной причины модель, находившаяся до этого в прямолинейном установившемся полете без крена и скольжения, накренилась. Вследствие крена появляется неуравновешенная проекция веса модели на ось  $z_1$ , которая приведет к скольжению модели.

Вследствие скольжения модели возникают моменты статической путевой и поперечной устойчивости, от воздействия которых модель приобретает угловые скорости вокруг осей  $x_1$  и  $y_1$ . В результате появления угловых скоростей возникают моменты демпфирования, связанные с этими угловыми скоростями.

Модель под действием всех этих моментов начнет выправлять крен и скольжение. В зависимости от соотношения всех этих моментов и собственной инерции она в случае восстанавливающих моментов может плавно выправить крен и скольжение (устойчивое аperiодическое движение) или, когда восстанавливающие моменты слишком велики, «проскочить» положение равновесия и накрениться в противоположную сторону. Процесс выправления крена и скольжения повторится. Модель будет

совершать колебательные движения вокруг осей  $x_1, y_1$ . Если модель устойчива, то эти колебания будут затухающими, и она через некоторое время вернется к положению равновесия. Это движение протекает быстро и не заметно для глаз.

Если же выправление крена происходит медленнее, чем выправление скольжения (мало произведение  $\mu \overline{m}_x^\beta$ ), то модель вращается вокруг оси  $y_1$  быстрее, чем выправляет крен. Движение будет носить аperiодический характер, так как при крене модели проекция подъемной силы на вертикальную линию становится меньше веса, модель движется снижаясь, увеличивая крен и уменьшая радиус спирали. Это движение, называемое спиральной неустойчивостью, протекает сравнительно медленно и может наблюдаться на неустойчивых моделях.

### Влияние степени поперечной и путевой статической устойчивости на боковую устойчивость модели

Для того чтобы проследить влияние  $\overline{m}_x^\beta$  и  $\overline{m}_y^\beta$  на характер возмущенного движения, найдем границы устойчивости модели и построим их в системе координат  $\overline{m}_y^\beta = f(\overline{m}_x^\beta)$ .

Граница аperiодической неустойчивости определяется равенством  $a_4=0$ . Из него (136) можно получить зависимость  $\overline{m}_x^\beta$  от  $\overline{m}_y^\beta$ :

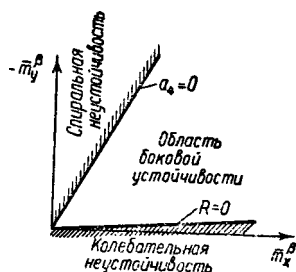


Рис. 150. Границы боковой устойчивости модели



$$\overline{m}_x^\beta = \frac{\overline{m}_x^{\omega y} + \operatorname{tg} v_0 \cdot \overline{m}_x^{\omega x}}{\overline{m}_y^{\omega y} + \operatorname{tg} v_0 \cdot \overline{m}_y^{\omega x}} \overline{m}_y^\beta. \quad (138)$$

При заданном угле тангажа  $v_0$  и неизменных значениях вращательных производных уравнение (138) представляет собой прямую линию (рис. 150).

В нормальном планировании угол  $v_0$  мал и поэтому им можно пренебречь. Тогда

$$\overline{m}_x^\beta = \frac{\overline{m}_x^{\omega y}}{\overline{m}_y^{\omega y}} \overline{m}_y^\beta. \quad (139)$$

Именно эта формула и представлена в боковой устойчивости для нахождения соотношения между  $\overline{m}_x^\beta$  и  $\overline{m}_y^\beta$ . Только вместо вращательных производных представлены их приближенные выражения и сделаны необходимые сокращения (см. стр. 147).

Границу колебательной неустойчивости можно найти, если приравнять  $R=0$  (137), подставить все значения коэффициентов характеристического уравнения (136) и найти зависимость между  $\overline{m}_x^\beta$  и  $\overline{m}_y^\beta$ . Она, оказывается, достаточно близка к прямой (рис. 150).

---

# МАТЕРИАЛЫ

## для проектирования и расчета моделей

### ВЫПОЛНЕНИЕ РАСЧЕТОВ

Проектируя летающую модель, приходится делать большие расчеты. Объем их значительно увеличивается, если расчетным путем находить оптимальные параметры модели. Чтобы выполнить эти расчеты по правилам арифметики, нужно много времени и сил. Поэтому необходимо пользоваться счетной логарифмической линейкой. Научиться считать на ней несложно, а время расчетов она сокращает в десятки раз. Умение считать на линейке пригодится всегда при выполнении любых, не авиамодельных расчетов.

Счетная линейка позволяет производить над заданными числами действия умножения, деления, возведения в степень, извлечения корня, нахождения логарифма, а также действия с тригонометрическими функциями. Результат вычисления получается приближенный с тремя значащими цифрами. Точность вычислений на линейке длиной 250 мм 1%.

Наша промышленность выпускает логарифмические линейки трех размеров: 125, 250 и 500 мм. Чаще всего для расчетов используется линейка 250 мм. В этой главе рассмотрим вычисления на линейке 250 мм.

Общий вид логарифмической линейки изображен на рис. 151. Она состоит из линейки, движка, скользящего в пазах линейки, и бегунка — рамки со стеклом, на котором нанесена визирная линия. На линейке и движке наклеены шкалы: на линейке  $K$ ,  $A$ ,  $D$ ,  $L$ , на движке  $B$ ,  $R$ ,  $C$ . Кроме того, на оборотной стороне движка нанесены тригонометрические шкалы синусов от  $5^{\circ}44'$  до  $90^{\circ}$ , тангенсов от  $5^{\circ}44'$  до  $45^{\circ}$  и смешанная — синусов и тангенсов от  $0^{\circ}34'$  до  $5^{\circ}44'$ . Основная шкала находится на линейке  $D$ , на движке — ее копия  $C$ .

Принцип действия линейки основан на том, что на основной шкале от ее начала в некотором масштабе отложены отрезки, равные десятичным логарифмам ряда чисел, причем цифры проставлены не логарифмов, а са-

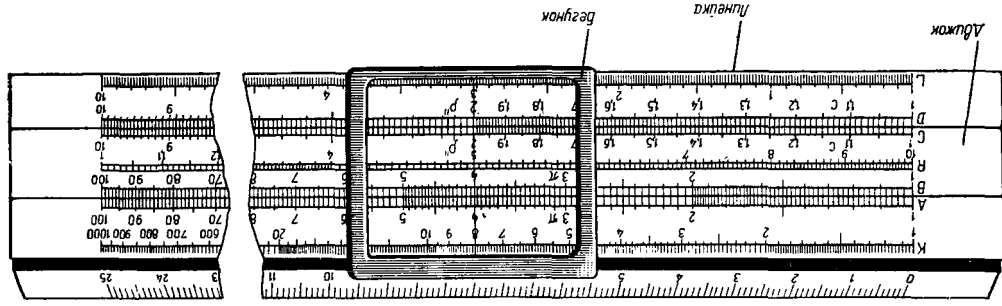
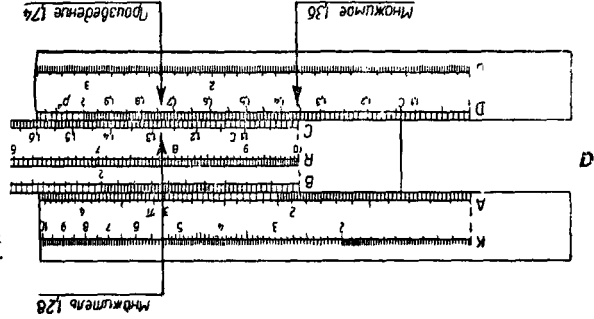
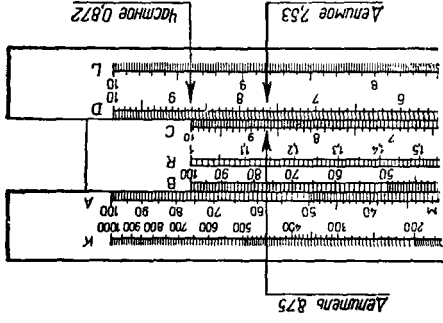


Рис. 151. Общий вид логарифмической линейки длиной 250 мм

6



6

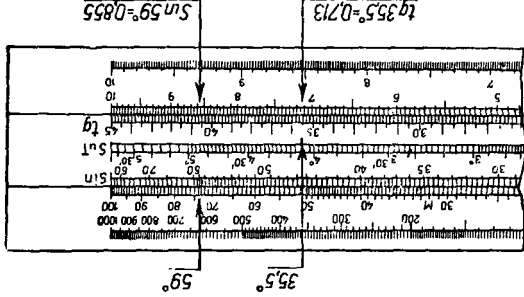
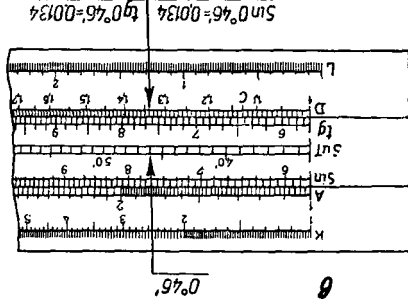


Рис. 152. Работа с логарифмической линейкой:  
 а — умножение; б — деление; в — вычисление тригонометрических функций

мих чисел. Тогда сложные операции умножения и деления сводятся к простым операциям — сложения и вычитания соответствующих отрезков.

Рассмотрим отдельные операции на логарифмической линейке.

**Умножение.** Пусть требуется перемножить числа  $1,36 \times 1,28$ . На шкале *D* находим число 1,36 (рис. 152,а). Передвигаем ползунок вправо и совмещаем с этим числом начало ползунка. На шкале *C* в ползунке находим множитель 1,28 и внизу под ним на шкале *D* читаем значащие цифры 174. Теперь осталось поставить только запятую, чтобы получить результат. Для этого проще всего прикинуть, какой примерно он может быть. Ясно, что он будет больше 1 и меньше 10, т. е. 1,74. Точное перемножение дает 1,7378. Как видим, погрешность ничтожна, а при существующей приближенности аэродинамических характеристик не имеет никакого значения. Совершенно аналогично вычисляем произведения чисел  $13,6 \times 1,28$ ;  $136 \times 128$ ;  $136 \times 12,8$  и т. д. Разница только в положении запятой результата, т. е. для умножения (и для деления) на логарифмической линейке важны значащие цифры и безразлично положение запятой сомножителей.

При перемножении могут встретиться числа, число значащих цифр которых велико. Устанавливаются они приближенно, интерполируя между делениями шкалы.

Если множитель на шкале *C* расположен за правым концом линейки, следует совмещать не начало шкалы *C*, а ее конец. Так, например, необходимо сделать при перемножении чисел  $89,3 \times 0,767$ . Результат: 68,5.

Для отметки чисел удобно пользоваться бегунком, устанавливая на соответствующем числе визирную линию. Он применяется также для фиксирования промежуточных результатов при многократном умножении и делении.

**Деление.** Пусть нам требуется поделить числа  $7,63 : 8,75$ . На шкале *D* находим 7,63 (рис. 152,б), передвигая ползунок, совмещаем с ним число 8,75 шкалы *C* и под концом шкалы *C* на шкале *D* читаем результат 0,872. Здесь, так же как и при умножении, запятая ставится после приблизительного подсчета. Совершенно аналогично производится деление любых чисел с таким же набором значащих цифр  $763:0,0875$ ;  $0,763:87,5$  и т. д. Если

при делении конец шкалы  $C$  вышел за пределы шкалы  $D$ , частное следует читать под началом шкалы  $C$ .

Возведение чисел в квадрат и куб. Шкала квадратов обозначена буквой  $A$ , шкала кубов —  $K$ . Шкала  $A$  разбита на два участка: от 1 до 10 и от 10 до 100, шкала  $K$  — на три: от 1 до 10, от 10 до 100, от 100 до 1000. Чтобы возвести какое-либо число в квадрат или куб, достаточно найти его на шкале  $D$ , установить на это число визирную линию бегунка, тогда визирная линия на шкале  $A$  покажет квадрат этого числа, а на шкале  $K$  — куб. Пусть, например, нам надо возвести в квадрат и куб число 2. Находим на шкале  $D$  число 2 (см. рис. 151), устанавливаем на него визирную линию бегунка и на шкале  $A$  читаем квадрат этого числа — 4, а на шкале  $K$  куб — 8. Аналогично находятся квадраты и кубы чисел с таким же набором значащих цифр, например 0,02; 20; 2000 и т. д. Разница только в положении запятой результата, которая находится, как и в умножении и делении, после прикидки.

Извлечение квадратного и кубического корней. Произвести извлечение корней несколько сложнее. Пусть требуется извлечь квадратный корень из числа 400. Разбиваем его на гранки по две цифры в каждой. Разбивку начинаем от запятой влево 4'00,0. В последней гранке находится одна значащая цифра 4. Находим ее на участке шкалы  $A$  от 0 до 10, устанавливаем визирную линию бегунка на эту цифру, а на шкале  $D$  читаем значащие цифры результата 2 (см. рис. 151). Так как целых гранок у нас две, то в результате до запятой должно быть две цифры. Следовательно, корень равен 20.

Если бы в первой гранке было две цифры, то находить ее надо было на участке шкалы  $A$  от 10 до 100. Так, корень из 40'00 равен 63,2, из 40 — 6,32. Если число меньше 1, то разбивку на гранки следует вести вправо и количество пустых гранок дает число нулей после запятой, например:  $0,00'40 = 0,0632$ ;  $0,04 = 0,2$  и т. д.

Аналогично вычисляются кубические корни. Разница лишь в том, что разбивка производится на гранки с тремя цифрами и в зависимости от числа цифр в первой гранке число набирается на шкале  $K$  на первом, втором или третьем участке. Примеры:  $8'000'000 = 200$ ;  $0,008 = 0,2$ ;  $2'350 = 13,4$ ;  $0,570 = 0,828$ .

**Нахождение логарифмов.** Известно, что логарифмы чисел, имеющих одинаковый набор значащих цифр, имеют одинаковые мантиссы и отличаются только характеристиками. Для нахождения мантиссы логарифма числа достаточно завизировать это число на шкале  $D$  и на шкале  $L$  прочитать мантиссу. Например:  $\lg 2 = 0,301$  (см. рис. 151);  $\lg 355 = 2,550$ ;  $\lg 0,0625 = \bar{2},795$ . Характеристика находится по обычному правилу: если число больше 1, то характеристика на единицу меньше числа его цифр, стоящих перед запятой; если число меньше 1, то характеристика отрицательна и равна по абсолютной величине числу нулей слева, включая и нуль целых.

Число по его логарифму находится в обратном порядке: визируем мантиссу на шкале  $L$  и на шкале  $D$  читаем результат. Например: числа, соответствующие логарифмам 0,458;  $\bar{3},852$ , равны 2,87; 0,00712.

**Вычисление тригонометрических функций.** Найти синус или тангенс по углу можно следующим способом. Движок вынимается, переворачивается и вновь вставляется в пазы. В нейтральном положении углы, завизированные на одной из тригонометрических шкал, дают величину тригонометрической функции на шкале  $D$ . Например:  $\operatorname{tg} 35^\circ 5' = 0,713$  (рис. 152, в),  $\sin 59^\circ = 0,855$ ;  $\sin 0^\circ 46' = 0,0134$ ;  $\operatorname{tg} 0^\circ 46' = 0,0134$ . Величины синусов и тангенсов малых углов (до  $5^\circ 44'$ ) так близки между собой, что для них сделана общая шкала. При вычислении по этой шкале после запятой ставится 0.

Величины углов по их синусам и тангенсам находятся в обратном порядке. Все остальные тригонометрические функции —  $\cos$ ,  $\operatorname{ctg}$ ,  $\sec$ ,  $\operatorname{csc}$  — по формулам тригонометрии предварительно сводятся к  $\sin$  и  $\operatorname{tg}$ , а затем вычисляются, например:  $\cos 65^\circ = \sin (90^\circ - 65^\circ) = \sin 25^\circ$ .

Остальные шкалы линейки употребляются при работе значительно реже. Шкала  $B$  является повторением на движке шкалы  $A$ , шкала  $R$  — перевернутая шкала  $C$ .

Более подробно работу на линейке можно изучить по специальной литературе\*. Счетную линейку нетрудно изготовить и самому\*\*. Это много проще, чем сделать схематическую модель.

---

\* Д. Ю. Панов. Счетная линейка. Физматгиз, 1960 г.

\*\* В. В. Куликов. Как изготовить самодельную логарифмическую линейку. Учпедгиз, 1958.

## Основные обозначения

Обозначение	Название	Величина	Примечание
$\rho$	ро	Массовая плотность воздуха	В стандартных атмосферных условиях у земли $\rho = 0,125 \text{ кг}\cdot\text{сек}^2/\text{м}^4$
$g$	жэ	Ускорение силы тяжести	$g = 9,81 \text{ м/сек}^2$
$Re = \frac{V_\theta}{\nu}$	ре	Число Рейнольдса	—
$Re_k$	ре ка	Критическое число Рейнольдса	—
$q = \frac{\rho V^2}{2}$	ку	Скоростной напор	$\text{кг/м}^2$
$V$	вэ	Скорость	$\text{м/сек}$
$Y = C_y Sq$	игрек	Подъемная сила	$\text{кг}$
$X = C_x Sq$	икс	Сопротивление	$\text{кг}$
$C_y$	цэ игрек	Коэффициент подъемной силы	—
$C_x$	цэ икс	Коэффициент сопротивления	—
$C_{xp}$	цэ икс пэ	Коэффициент профильного сопротивления	—
$C_{xi}$	цэ икс и	Коэффициент индуктивного сопротивления	—
$S$	эс	Площадь крыла	$\text{м}^2$
$S_{г.о}$	эс ге о	Площадь горизонтального оперения	$\text{м}^2$
$S_{в.о}$	эс ве о	Площадь вертикального оперения	$\text{м}^2$
$\lambda$	ламбда	Удлинение крыла	—
$l$	эль	Размах крыла	$\text{м}$
$b$	бэ	Хорда крыла	$\text{м}$
$b_A$	бэ а	Средняя аэродинамическая хорда крыла	$\text{м}$



Обозначение	Название	Величина	Примечание
$\alpha$	альфа	Угол атаки крыла	Угол между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии модели и хордой крыла
$\beta$	бэ́та	Угол скольжения	Угол между вектором скорости полета и плоскостью симметрии модели
$\theta$	тэ́та	—	Угол между вектором скорости полета и горизонтальной плоскостью
$\gamma$	гамма	Угол крена	Угол между плоскостью симметрии модели и вертикальной плоскостью, содержащей продольную ось модели
$N$	эн	Мощность двигателя	л. с.
$P$	пэ	Тяга винта	кг
$n_s$	эн эс	Число оборотов	сек.
$D$	дэ	Диаметр винта	—
$\alpha = \frac{P}{\rho n_s^2 D^4}$	—	Коэффициент тяги винта	—
$\beta = \frac{75N}{\rho n_s^3 D^5}$	—	Коэффициент мощности винта	—
$\lambda = \frac{V}{n_s D}$	—	Режим работы (поступь) винта	—
$\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda$	эта	К.п.д. воздушного винта	—
$B = \frac{P}{qF}$	—	Коэффициент нагрузки воздушного винта	—
$F = \frac{\pi D^4}{4}$	—	Ометаемая винтом площадь	—

Обозначение	Название	Величина	Примечание
$C_y^a$	цэ игрек про альфа	Тангенс угла наклона касательной к кривой $C_y = f(\alpha)$ в данной точке	—
$a_{г.о}$	а ге о	Тангенс угла наклона касательной к $C_{y_{г.о}} = f(\alpha_{г.о})$ в данной точке.	—
$\omega$	омега	Угловая скорость модели	—
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	омега икс, омега игрек, омега зэт	Проекции вектора угловой скорости на связанные с моделью оси координат	—
$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}$	омега икс с чертой и т. д.	Безразмерные составляющие угловой скорости вдоль осей $x_1, y_1, z_1$ .	—
$\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}$			—
$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}$			—
$m_x = \frac{M_x}{qSl}$	эм икс и т. д.	Коэффициенты моментов сил соответственно вокруг осей $x_1, y_1, z_1$ ,	—
$m_y = \frac{M_y}{qSl}$			—
$m_z = \frac{M_z}{qSb_A}$			—
$m_x^\beta, m_y^\beta, m_z^\beta$	эм икс по бэта и т. д.	Производные коэффициентов моментов сил по соответствующим углам	—
$\bar{m}_x^\beta = \frac{m_x^\beta}{i_x}$	эм икс по бэта с чертой и т. д.	Производные коэффициенты моментов сил, разделенные на безразмерные моменты инерции	—
$\bar{m}_y^\beta = \frac{m_y^\beta}{i_y}$			—

Обозначение	Название	Величина	Примечание
$\mu = \frac{2m}{\rho S b_A}$	мю	Относительная плотность модели	При анализе продольной динамической устойчивости
$\mu = \frac{2m}{\rho S l}$	«	Относительная плотность модели	При анализе боковой динамической устойчивости
$\tau = \frac{2m}{\rho S V}$	тау	Масштаб времени	При анализе продольной динамической устойчивости модели
$\tau = \frac{m}{\rho S V}$	«	Масштаб времени	При анализе боковой динамической устойчивости модели
$\sigma_d = \frac{\mu m_z^{Cy}}{i_z}$	сигма де	Запас динамической устойчивости	—
$\overline{m_z^{\omega_z}}$	эм зэт с чертой по омега зэт с чертой	Производная коэффициента динамического демпфирования по угловой скорости поворота модели	—

## Координаты профилей

Проф.	х%	0	1,25	2,5	5	7,50	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
G-625	y <sub>в</sub>	5,50	9,00	10,80	13,30	14,95	16,35	18,25	19,30	20,00	19,05	17,35	15,05	12,10	8,60	4,75	2,75	0,65
	y <sub>н</sub>	5,50	3,30	2,35	1,25	0,75	0,40	0,15	0,10	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
N60	y <sub>в</sub>	3,40	5,60	6,76	8,24	9,33	10,14	11,32	11,98	12,41	12,03	11,06	9,55	7,66	5,50	3,04	1,72	0,40
	y <sub>н</sub>	3,40	1,91	1,46	0,96	0,62	0,40	0,15	0,04	0,04	0,22	0,48	0,71	0,78	0,64	0,37	0,19	0,00
N60 R	y <sub>в</sub>	3,40	5,60	6,76	8,24	9,33	10,14	11,32	11,98	12,41	11,95	10,79	9,18	7,42	5,75	4,28	3,66	3,20
	y <sub>н</sub>	3,40	1,91	1,46	0,96	0,62	0,40	0,15	0,04	0,04	0,14	0,21	0,34	0,54	0,89	1,61	2,13	2,80
Пл. пласт.	y <sub>в</sub>	0,00	0,80	1,00	1,30	1,40	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,40	0,80	0,40	0,00
	y <sub>н</sub>	0,00	0,80	1,00	1,30	1,40	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,45	1,40	0,80	0,40	0,00
G-417a	y <sub>в</sub>	1,45	3,00	3,65	4,70	5,60	6,30	7,15	7,75	8,60	8,80	8,45	7,85	6,90	5,70	4,25	3,55	1,45
	y <sub>н</sub>	1,45	0,05	0,45	1,55	2,50	3,30	4,20	4,85	5,70	5,90	5,55	4,95	4,00	2,80	1,30	0,60	1,45
G-417в	y <sub>в</sub>	1,5	3,1	4,55	5,59	6,89	7,94	9,19	10,06	11,27	11,55	10,91	10,2	8,86	7,17	5,05	4,10	1,5
	y <sub>н</sub>	1,5	0,05	0,47	2,09	3,39	4,44	5,69	6,56	7,77	8,05	7,41	6,70	5,36	3,67	1,55	0,80	1,5
Б-10355	y <sub>в</sub>	2,3	—	5,7	6,4	7,5	8,4	9,8	10,7	11,4	11,0	10,0	8,7	—	4,9	—	—	0,2
	y <sub>н</sub>	2,3	—	0,7	0,3	0,1	0	0,3	0,7	1,5	1,7	1,7	1,5	—	0,9	—	—	0

Продолжение

Проф.	х%	0	1,25	2,5	5	7,50	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Б-8306	$y_B$ $y_H$	1,2 1,2	— —	4,1 0	5,8 0,1	7,1 0,3	8,2 0,6	9,5 1,5	10,2 2,1	10,5 2,8	9,9 3,0	8,8 2,9	7,5 2,6	— —	4,1 1,5	— —	— —	0,3 0
Б-6358	$y_B$ $y_H$	0,7 0,7	— —	3,4 0,2	5,2 0,8	6,5 1,4	7,6 2,1	9,2 3,2	10,2 4,7	11,0 5,2	10,8 5,5	9,9 5,3	8,4 4,7	— —	4,6 2,7	— —	— —	0,2 0
MVA-123	$y_B$ $y_H$	4,5 4,5	— —	7,1 3,7	8,4 4,1	— —	10,1 5,1	11,2 5,9	11,9 6,3	12,5 7,1	12,5 7,1	12,0 6,7	11,1 6,1	— —	7,9 4,8	— —	— —	3,7 3,5
СП	$y_B$ $y_H$	2,5 2,5	— —	5,5 0,2	7,0 0	— —	9,1 0,2	10,7 1,2	11,7 2,5	13,5 5,3	14 8,5	12,2 7,2	10,6 6,0	— —	6,0 3,0	— —	— —	0,1 0
„Матвеев“	$y_B$ $y_H$	0,3 0,3	— —	— —	4,5 0,5	— —	6,6 1,5	— —	9,3 3,3	10,7 4,7	11,2 5,4	10,8 5,8	10,0 6,0	8,6 5,5	6,6 4,4	3,9 2,5	— —	0,3 0
„Костенко“	$y_B$ $y_H$	0 0	1,8 —0,2	2,77 0,0	4,0 +0,5	4,9 0,95	5,5 1,3	6,8 1,86	7,7 2,45	8,15 3,0	8,63 3,45	8,42 3,65	8,05 3,75	7,52 3,75	5,95 3,25	3,75 1,92	2,3 0,9	0 0
К-2	$y_B$ $y_H$	0,4 0,4	— —	3,0 3	4,7 0	— —	6,1 1,5	— —	8 2,9	8,5 3,4	8,6 3,7	8,3 3,8	7,7 3,5	6,6 3,1	4,9 2,2	2,9 1,4	— —	0,2 0
„Купфер“	$y_B$ $y_H$	0,4 0,4	— —	3,5 0,3	5,0 1,2	— —	7 3	8,3 4,2	9,2 5,0	10,1 6,0	11,0 6,8	11,7 7,0	9,7 6,5	8,5 5,5	6,4 4,0	4,0 2,2	— —	0,3 0

## Основные данные отечественных серийных поршневых авиамодельных двигателей

Название или марка двигателя	Рабочий объем цилиндра, см <sup>3</sup>	Мощность, л. с.	Число оборотов, об/мин	Вес, г	Литровая	Удельная	Удельный	Продукта	Топливо	Карбюратор
					мощ-	мощ-	вес, кг			
					ность	ность	кг			
					л. с.	л. с.	л. с.			
					л	кг	кг			

## Компрессионные

К-16*	4,4	0,15	5 000	260	34	0,58	1,73	Д	С	Н
ЦАМЛ-50*	1,8	0,06	5 000	—	—	—	2	ПП	С	Ц
МК-12с	2,47	0,14	10 000	149	57	0,94	1,06	Ф	С	З. К.
МК-16	1,48	0,1	14 000	102	68	0,98	1,02	Ф	С	З. К.
МК-12в	2,45	0,21	14 000	137	86	0,16	0,65	Ф	С	З. К.

## Калильные

МД-5 „Комета“	4,82	0,5	15 500	225	104	2,2	0,45	Д	Г	Н
МД-25	2,47	0,32	14 500	130	130	2,46	0,41	Д	Г	З. К.

## С искровым зажиганием

АММ-1÷АММ-4*	9,5	0,19	5 000	300	20	0,63	1,6	Д	Б	Ц
МБ-0,5-Ф*	9,96	1,2	13 000	300	120	4,00	0,25	Д	Б	Н

Обозначения: Д — дефлекторная; ПП — поперечно-петлевая; Ф — фонтанная; Н — на носке коленвала; З. К. — на задней крышке картера, Ц — на задней стенке цилиндра; С — топливо: 33% керосина, 33% масла МК, 34% эфира; В — топливо: касторовое масло 22%, метиловый спирт 35%, нитрометан 33%, амилацетон 2%, нитробензол 8%; Г — метиловый спирт 3 части, касторовое масло 1 часть; Б — авиационный бензин + 10% масла МК.

\* Выпуск прекращен.

Таблица 23

## Основные данные зарубежных компрессионных авиамодельных двигателей

Название или марка двигателя	Объем цилиндра, см <sup>3</sup>	Максимальная мощность, л.с.	Число оборотов на максимальной мощности, об/мин	Вес, г	N/V,	N/G.
					л. с.	л. с.
					л	кг
Р. А. W. Специальн. . . . .	2,5	0,249	14 000	138	100	1,8
Фрог „80“ . . . . .	0,804	0,051	11 000	54	63,4	0,945
Фрог 1,49 ВВ. . . . .	1,49	0,122	12 750	92	82	1,325
Фрог 2,49 ВВ. . . . .	2,494	0,206	13 700	162	82,5	1,27
Фрог 2,49 ВВ (модифици- рованный) . . . . .	2,467	0,2525	14 800	170	102	1,485
Репир . . . . .	2,469	0,2125	13 800	142	86	1,495
Тайфун Хуррикэйн . . . . .	1,48	0,1535	14 500	108	103,5	1,42
Манхман . . . . .	3,444	0,257	10 700	184	74,7	1,396
Спитфаер . . . . .	0,9915	0,0725	12 400	99	74,5	0,732
Барвини . . . . .	0,973	0,104	15 500	53	107	1,965
Нобби R. S. . . . .	0,995	0,071	12 000	73	71,3	0,973
Илфин 2,49 ВВ. . . . .	2,486	0,202	13 200	149	81	1,36
Супер Тигр С-31 . . . . .	1,47	0,16	16 000	142	109	1,13
Супер Тигр С-30 Д . . . . .	2,474	0,28	16 000	176	113	1,59
Граупнер Тайфун. . . . .						
Супер-21 . . . . .	3,46	0,3	13 000	190	87	1,58
Аллен Меркурий „10“ . . . . .	1	0,113	14 200	85	89	1,33
Аллен Меркурий „25“ . . . . .						
(МК II) . . . . .	2,5	0,2	12 000	—	80	—
Албон Рапир . . . . .	2,489	0,25	14 000	150	100	1,67
JB Атом . . . . .	1,472	0,09	10 700	88	61	1,02
ЕД 2,46 РАСЭР (форсн- рованный) . . . . .	2,46	0,271	14 700	162	110	1,67
ЕД 0,46 сс Беби . . . . .	0,46	0,04	10 000	42,6	87	0,94
Шлоссэр 2,5 сс . . . . .	2,496	0,215	14 000	106	86	2,00
ДАРУ . . . . .	2,35	0,154	11 000	113	66	1,36
MVVS 2,5/1958 . . . . .	2,47	0,314	15 800	138	127	2,27

**Основные данные зарубежных калильных  
авиамодельных двигателей**

Название или марка двигателя	Объем цилиндра V, см <sup>3</sup>	Максимальная мощ- ность N, л. с.	Число оборотов на максимальной мощ- ности n, об/мин	Вес G, г	$\frac{N}{V}, \frac{\text{л. с.}}{\text{л}}$	$\frac{N}{G}, \frac{\text{л. с.}}{\text{кг}}$	Примечание
Дулинг «29»	4,86	0,75	17 500	185	154	4,07	—
Барвини . .	2,5	0,189	14 000	135	76	1,40	Всасывание через коленчатый вал. Гор- ючее: метиловый спирт 2 части, ка- сторка 1 часть, ни- тромаган 20% от полученного объе- ма
Вэко 19 . .	3,27	0,316	15 000	156	97	2,02	Всасывание через коленчатый вал
Алаг X-3 . .	2,46	0,185	12 700	117	75	1,58	То же
Вебра 2-5 (R)	2,47	0,202	13 200	134	82	1,50	»
«OS» MAX-15	2,49	0,3	22 000	85	120	3,53	Продувка дефлек- торная, коленчатый вал без шарикопод- шипников
«OS» MAX-29	4,85	0,6	18 000	170	124	3,53	То же
«OS» MAX-35	5,82	0,7	19 800	198	120	3,54	»
Барвини В-40 TN . . . .	2,5	0,275	15 000	125	110	2,20	Коленчатый вал на шарикоподшипнике. Горючее: 1) мети- ловый спирт 70%, касторка 30%; 2) метиловый спирт 50%, касторка 25%, нитромаган 25%
MVVS 5,6 см <sup>3</sup> . .	5,65	0,75	15 500	210	134	3,57	Винт 210×140. Гор- ючее: метиловый спирт 75%, кастор- ка 25%.



Название или марка двигателя	Объем цилиндра $V$ , $\text{см}^3$	Максимальная мощность $N$ , л. с.	Число оборотов на максимальной мощности $n$ , об/мин	Вес $G$ , г	$N/V$ , л. с./л	$N/G$ , л. с./кг	Отношение хода поршня к диаметру цилиндра	Примечание
Вылтафан 2,5 $\text{см}^3$ . . .	2,47	0,3	18 000	—	121	—		Горючее: метиловый спирт 75%, касторка 25%
Вылтафан 5 $\text{см}^3$ . . . .	4,84	0,7	16 000	207	145	3,38		Горючее: метиловый спирт 40%, касторка 35%, нитрометан 35%
ФОКС-29R	4,91	0,83	17 500	250	169	3,32		Продувка дефлекторная, коленчатый вал без шарикоподшипника. Горючее: метиловый спирт 10%, касторка 27,5%, нитрометан 55%, нитробензол 7,5%. Была достигнута скорость на корде $V = 238,5$ км/час
Торпедо-35	5,78	0,56	13 000	222	97	2,52		Горючее: метиловый спирт 65%, касторка 25%, нитрометан 10%
Аллун «35»	5,95	0,51	13 000	222	87	2,30		—
ЭТА «29»	4,88	0,6	17 200	184	123	3,26		Всасывание через коленчатый вал
Вебра MAX-1GLO	2,45	0,27	16 000	168	110	1,64		—
ЭНЧ 15-LB	2,5	0,28	15 000	142	112	1,97		Продувка дефлекторная, всасывание через коленчатый вал
Торпедо-15	2,39	0,31	—	92	130	3,37		

## Основные данные авиамodelьных реактивных двигателей

Название	Страна	Тяга, кг	Прибли- зительная частота	Вес, кг	Общая длина, мм	Диаметр камер сгорания, мм	Диаметр выхлоп- ной трубы, мм
РАМ-1 . . . . .	СССР	1—1,5	150	0,320	858	64	34
РАМ-2 . . . . .	СССР	1,5—2,5	160/180	0,420	750	80	40
Дина-джет . . . . .	США	1,93	220/240	0,454	540	63,5	32
MEW 307 . . . . .	США	1,36	—	0,383	520	76	32
OS тип II . . . . .	Япония	1,7	220/240	0,400	547	63,5	31
Тигр М. I . . . . .	Япония	0,8	250	0,204	454	44	22
Деко-джет* . . . . .	Англия	1,36	180	0,567	628	63,5	25,4
BWM RT 2000* . . . . .	ФРГ	2	—	0,500	510	65	—
Виктория МД1 . . . . .	ГДР	1,6	—	0,357	802	64	—
Браунер . . . . .	Чехосло- вакия	1,76	220/240	0,352	538	64	32
Летмо МР 250 . . . . .	Чехосло- вакия	—	—	0,270	500	66	32

\* Выпуск прекращен.



Рис. 153. Характеристики профиля G-625

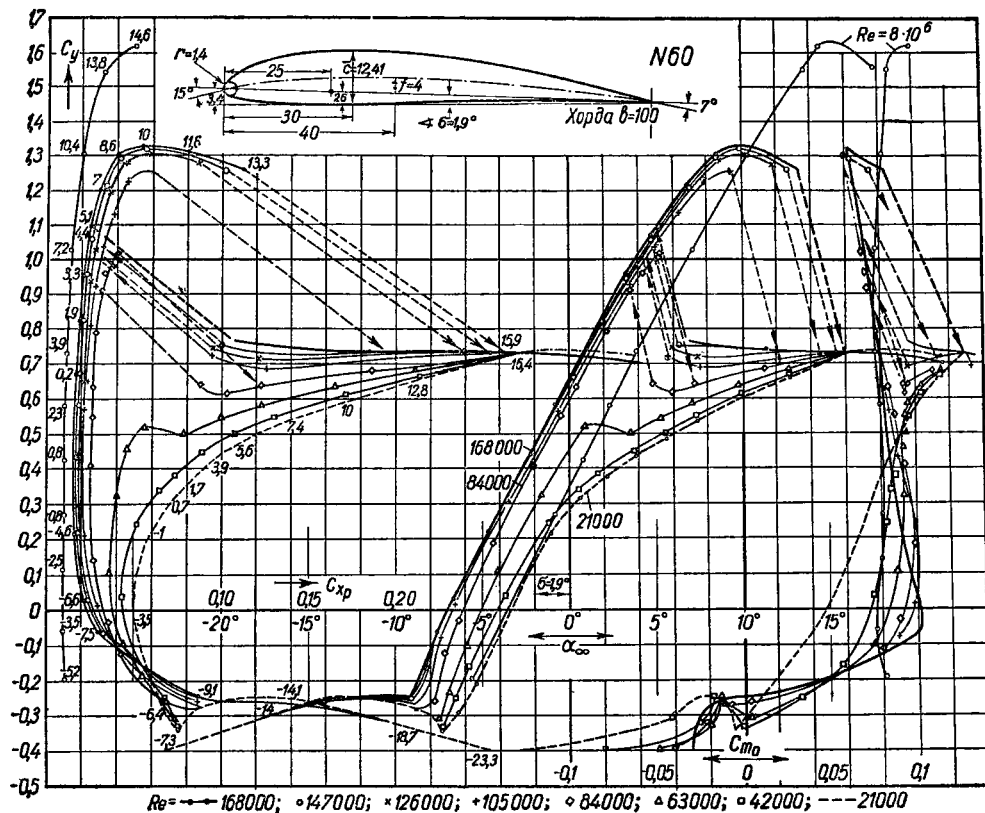


Рис. 154 Характеристики профиля № 60

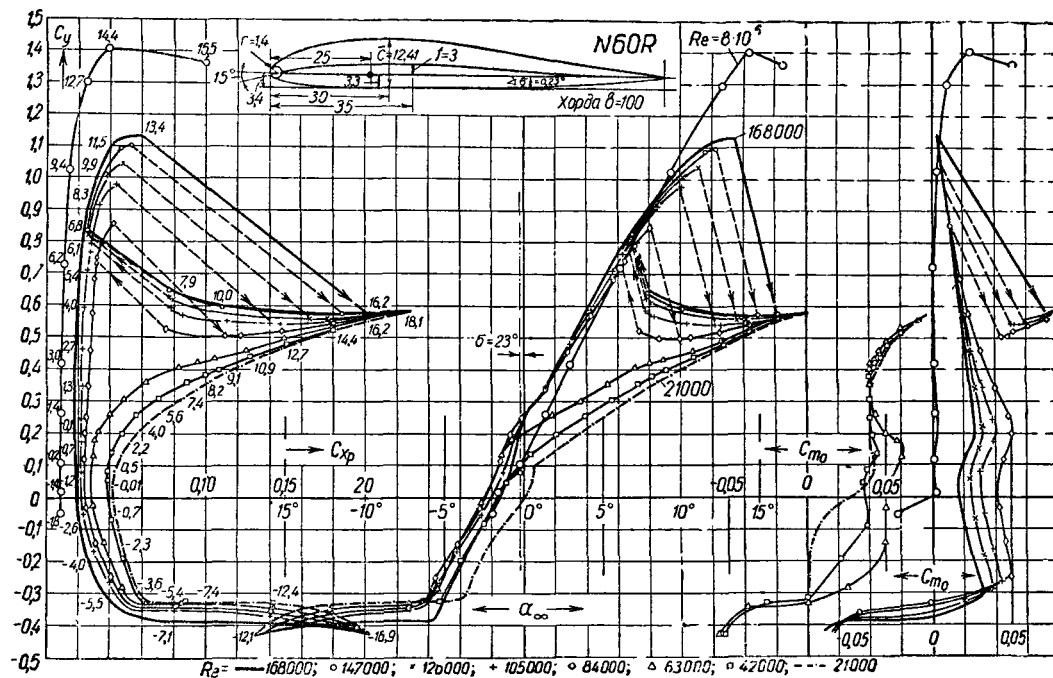


Рис. 155. Характеристики профиля № 60R

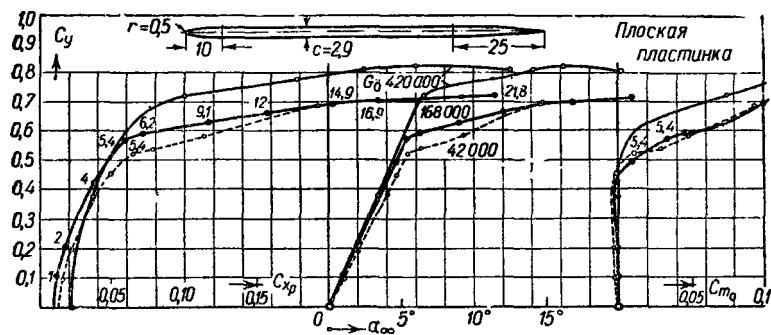


Рис. 156. Характеристики профиля «Плоская пластинка»

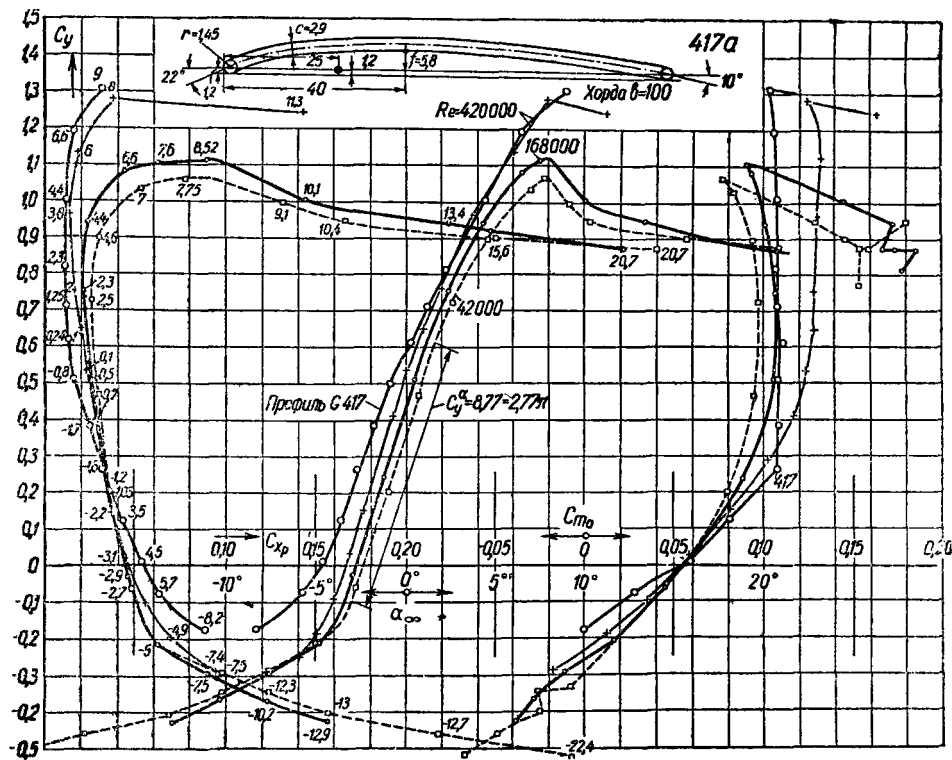


Рис. 157. Характеристики профиля G-417a (изогнутая пластинка)

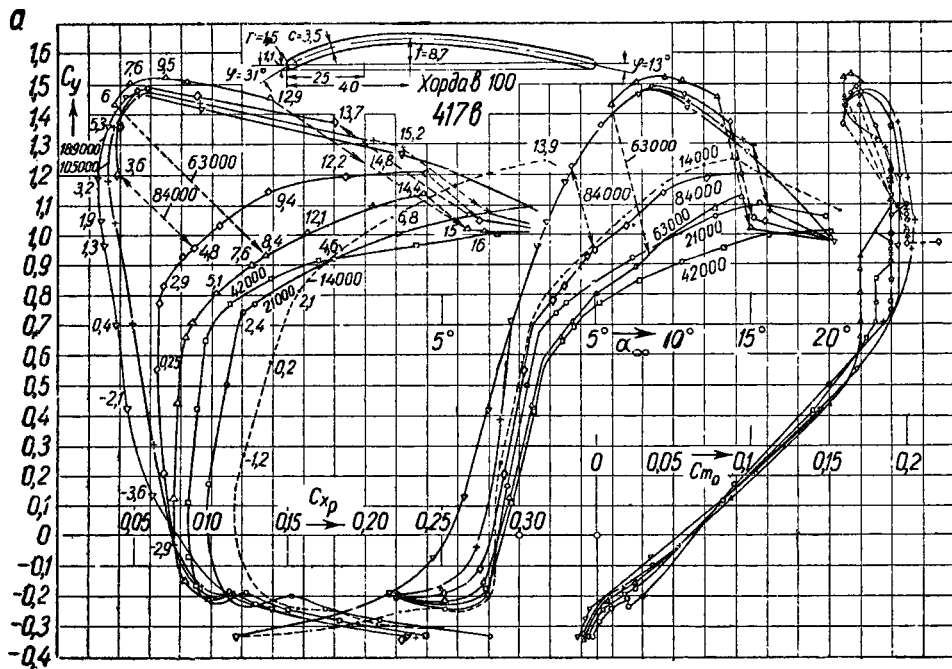


Рис. 158,а. Характеристики профиля G-417в в ламинарном потоке





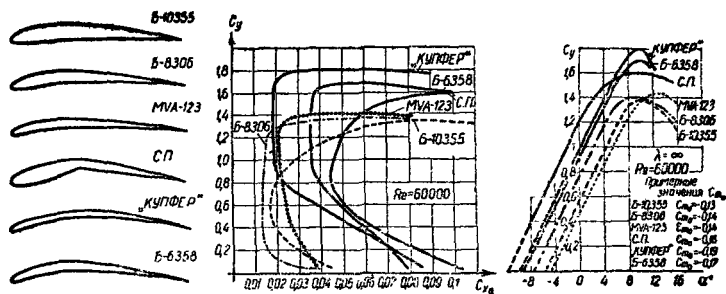


Рис. 159. Характеристики профилей: Б-10355, Б-8306, Б-6358, MVA-123, «С. П.», «Купфер»

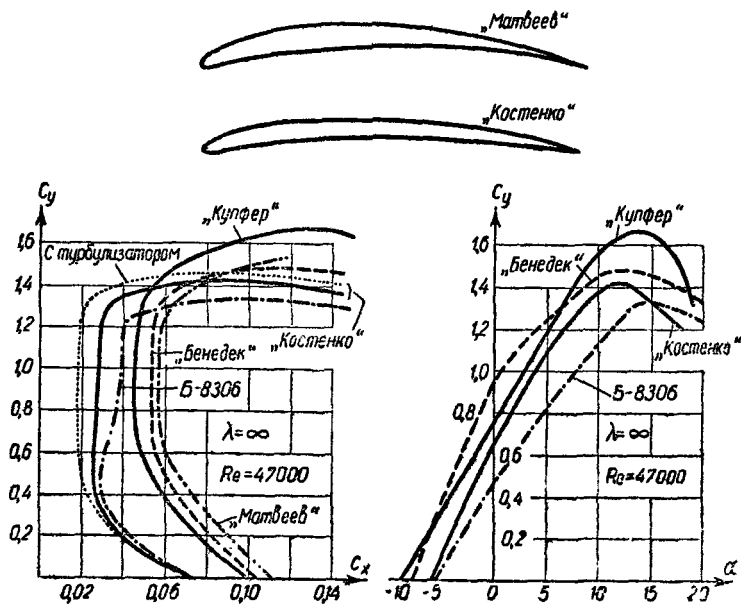


Рис. 160. Характеристики профилей «Матвеев», «Костенко»

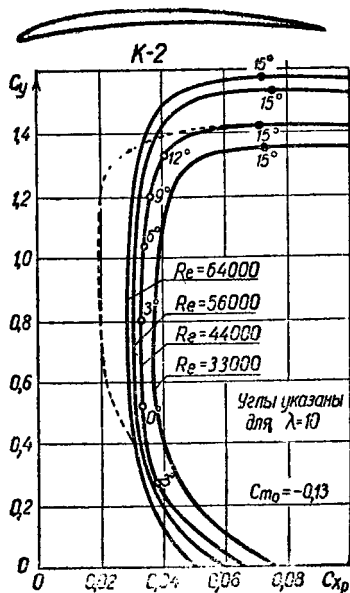


Рис. 161. Характеристики профиля К-2 (пунктирная линия для продувки с турбулизатором)

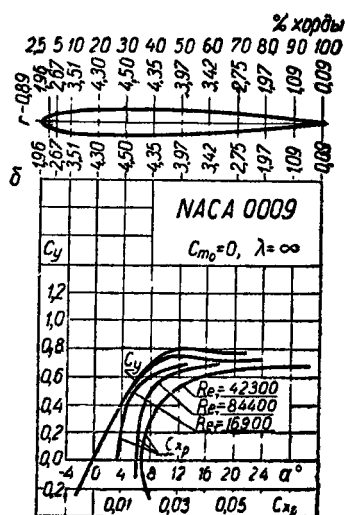
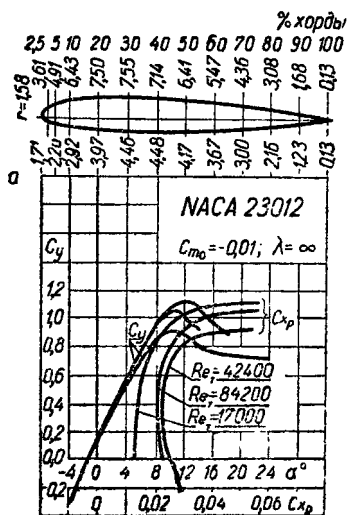


Рис. 162. Характеристики профилей:

а — NACA-23012, б — NACA-0009

# 

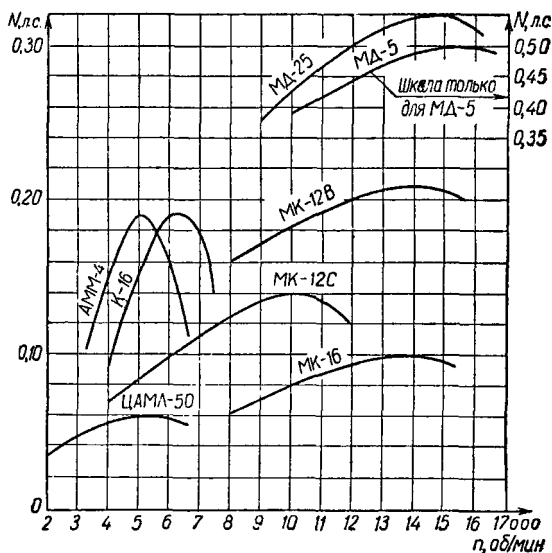


Рис. 163. Внешние характеристики отечественных серийных двигателей

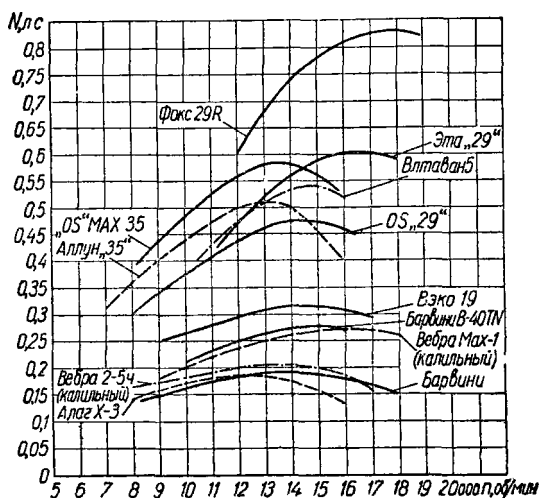


Рис. 164. Внешние характеристики калильных двигателей

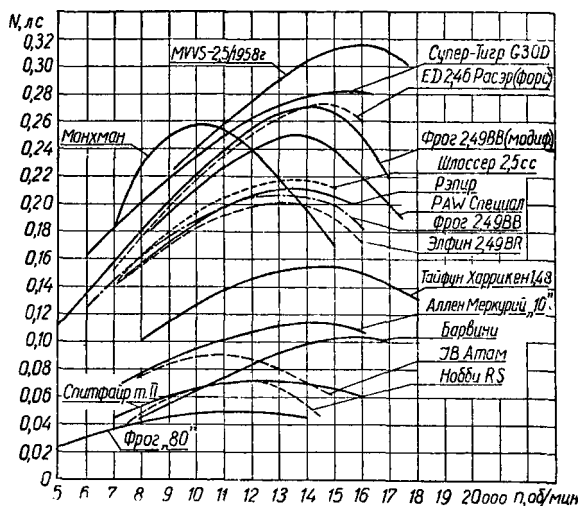


Рис. 165. Внешние характеристики компрессионных двигателей

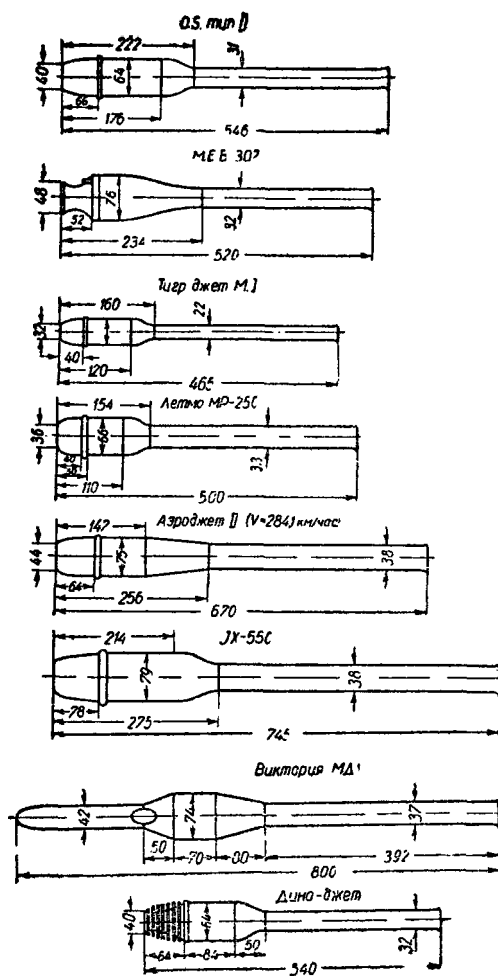


Рис. 166. Схемы авиамodelных пульсирующих реактивных двигателей

# ВИНТЫ

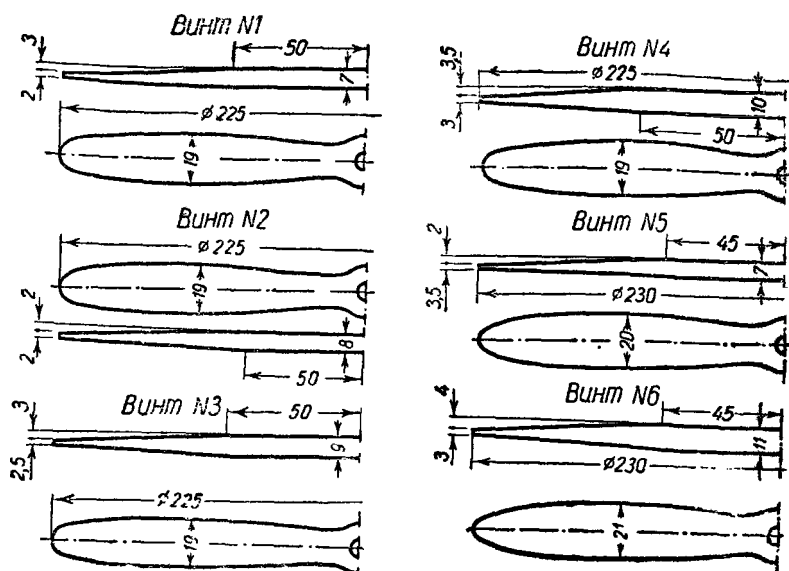


Рис. 167. Шаблоны винтов, проверенных экспериментально (см. рис. 168).

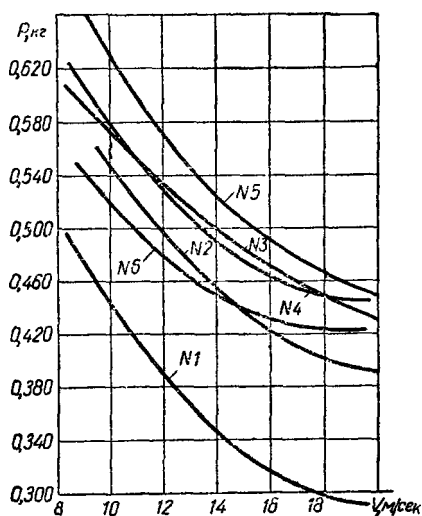


Рис. 168. Результаты замеров тяги по скорости шести различных винтов на моторе МК-12с (получены В. Косяченко)

---

## ЛИТЕРАТУРА

1. Ведров В. С. *Динамическая устойчивость самолета*. Оборонгиз, 1938 г.
  2. Журналы: «Крылья Родины», «Aeromodeller», «Model Aircraft», «Model Airplane News», «Letecky modellár».
  3. Костенко И. К. *Проектирование и расчет моделей планеров*. Изд. ДОСААФ, 1958 г.
  4. Миклашевский Г. В. *Летающие модели*. Оборонгиз, 1946 г.
  5. Остославский И. В. *Аэродинамика самолета*. Оборонгиз, 1957 г.
  6. «Report NASA» № 586 за 1937 г.
  7. Смирнов В. И. *Курс высшей математики*. ГИТТЛ, 1957 г.
  8. Schmitz F. W. *Aerodynamik des Flugmodels*, Tragflüelmessungen, 1942 г.
  9. Schmitz F. W. *Zur Aerodynamik der kleinen Reynolds-Zahlen*. Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt WGL, 1953 г.
  10. Кравец А. С. *Характеристики воздушных винтов*. Оборонгиз, 1941 г.
  11. Стрижевский С. Я. *Теория и расчет воздушных винтов*. Изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1948 г.
-



## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
<b>Введение</b> . . . . .	3
<b>Часть I. Аэродинамика</b> . . . . .	5
<i>Глава 1.</i> Основные понятия аэродинамики . . . . .	5
<i>Глава 2.</i> Аэродинамика авиамodelьных скоростей . . . . .	25
<i>Глава 3.</i> Аэродинамический расчет модели . . . . .	62
<i>Глава 4.</i> Воздушный винт . . . . .	71
<i>Глава 5.</i> Расчеты основных летных свойств моделей . . . . .	90
<i>Глава 6.</i> Резиномоторные модели . . . . .	100
<i>Глава 7.</i> Балансировка и устойчивость модели . . . . .	112
<b>Часть II. Исследования полета моделей</b> . . . . .	176
<i>Глава 1.</i> Исследование времени полета резиномоторной модели . . . . .	177
<i>Глава 2.</i> Расчет и анализ наивыгоднейшего взлета таймерных моделей . . . . .	207
<i>Глава 3.</i> Наивыгоднейший винт моторной модели . . . . .	227
<i>Глава 4.</i> Пилотажные модели . . . . .	251
<i>Глава 5.</i> Динамическая устойчивость модели . . . . .	270
<b>Приложение</b> . . . . .	296
Литература . . . . .	326